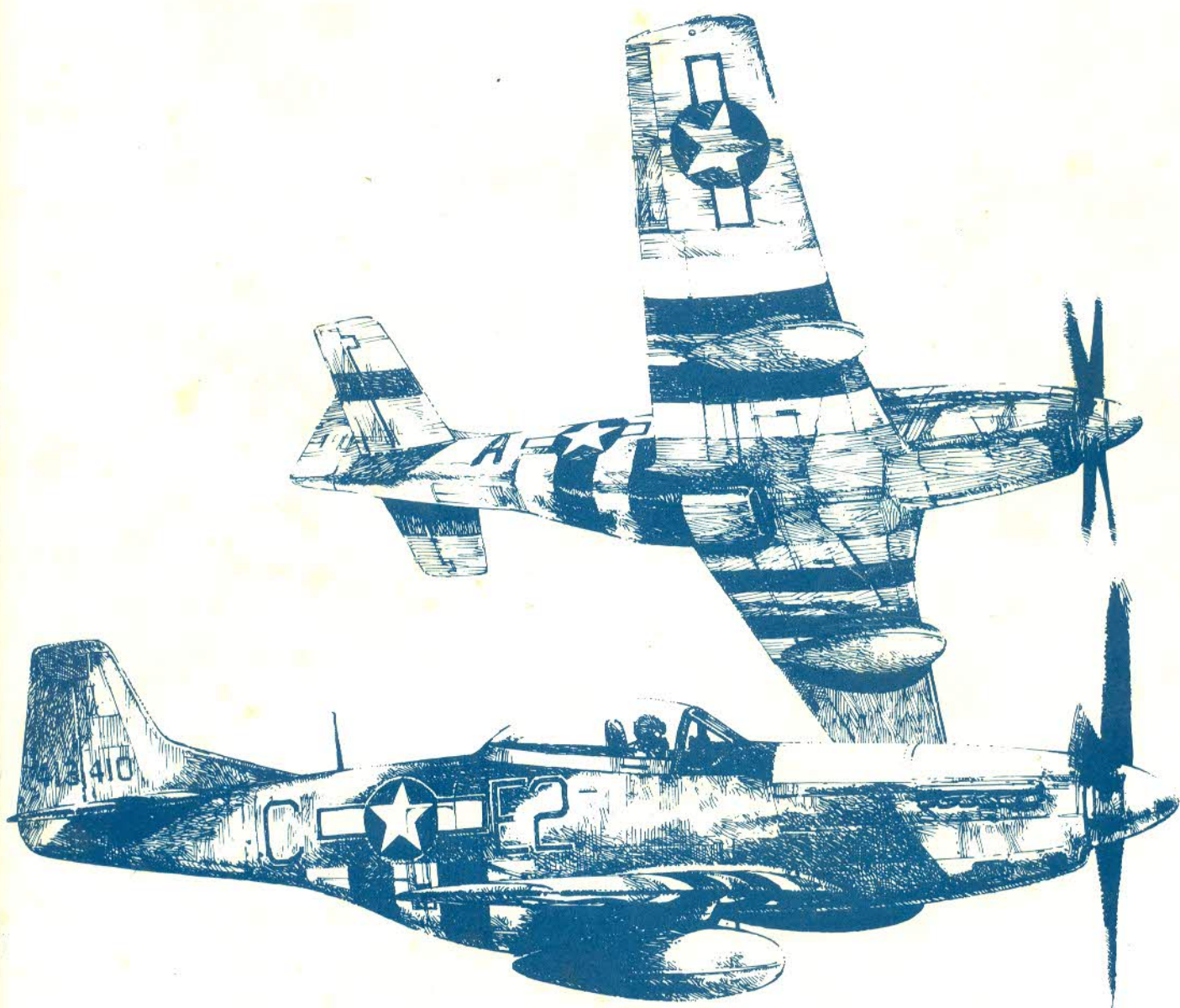


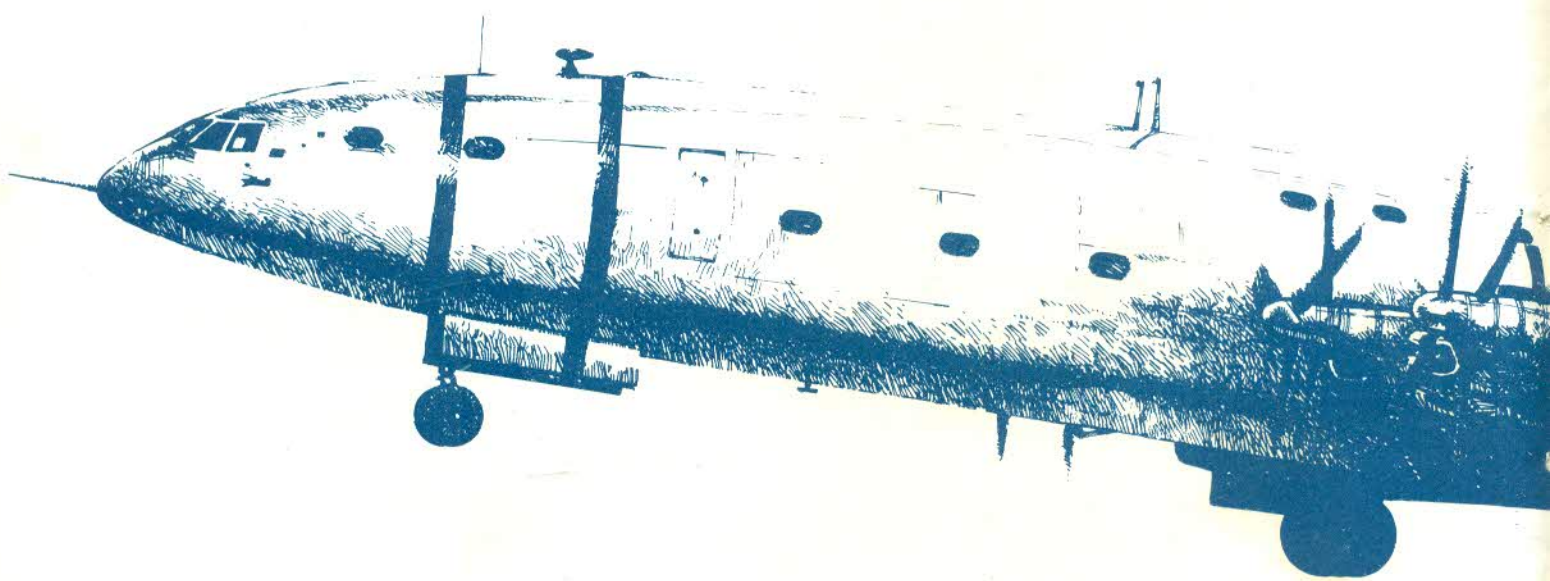
VOLAR

El Mundo de la Aviación

VOLAR

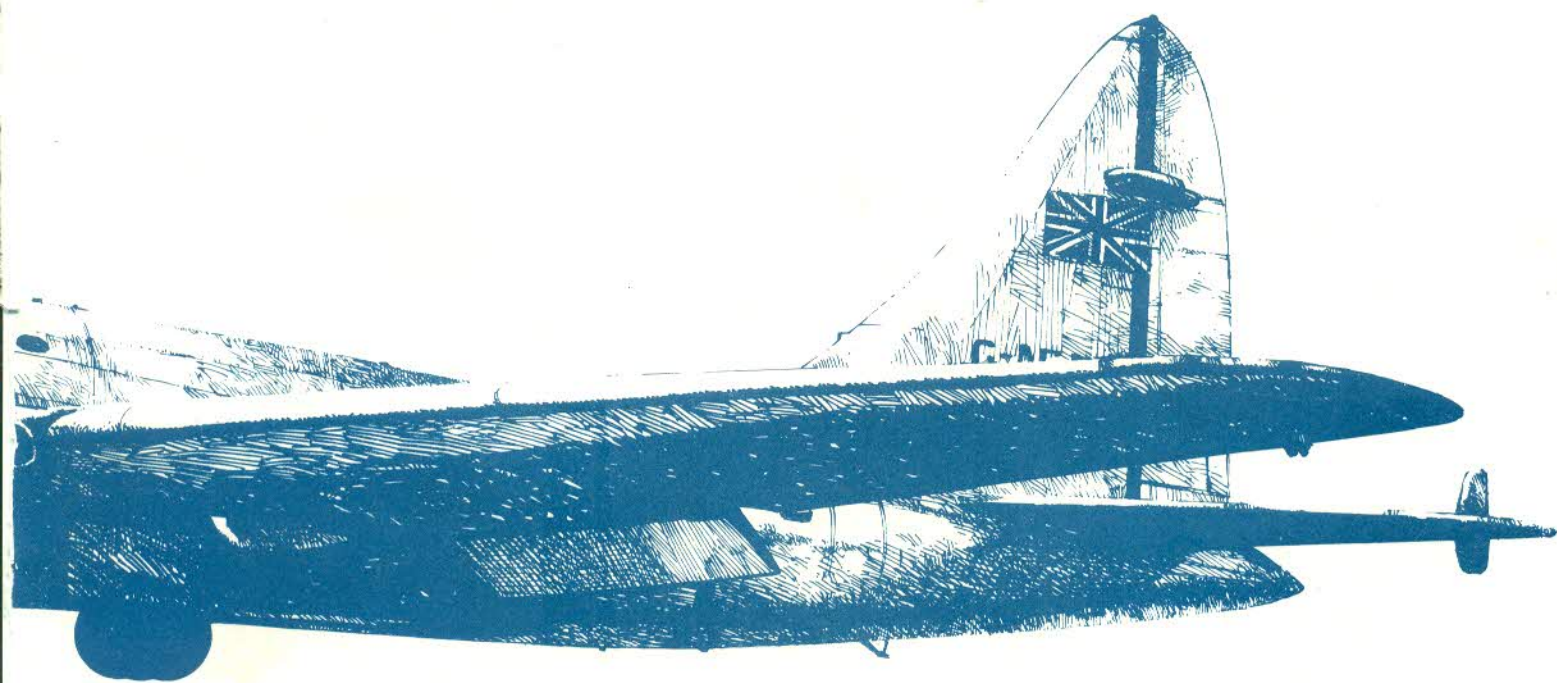
El Mundo de la Aviación





VOLAR

El Mundo de la Aviación



Editor: © EGC. S.A.
Hurtado, 29 - Barcelona, 22
Dirección Artística y Diseño:
Josep Barreda y Albert Vidal
Compaginación y Montaje:
Joan Bonet
Traducción:
Pablo y Gerardo Di Masso
Supervisión Técnica y Asesoramiento:
Salvador Rello Cuesta
Composición Tipográfica:
Demer S.A.
Fotocromos ARTIS S.A.
Impreso en los talleres gráficos de:
© CEDAG S.A. Las Planas 4
San Juan Despí - Barcelona- España
ISBN 84-85619-07-2 Fascículos
ISBN 84-85619-06-4 Obra completa
Depósito Legal B-42997 - 81
Impreso en España. Enero 1982
Distribuidor:
COEDIS, S.A. Valencia 245
Barcelona 7

INDICE

	TEMA	Página
AVIACIÓN MILITAR		
V/STOL		
Despeque y Aterrizaje Vertical		201
Motores		
Los Años 20		215
AVIACIÓN MILITAR		
Motores		
Los Turboreactores de los años 50		241
Modernos motores a reacción		247
Modernos motores a pistón		253
Estructuras o Células		255
Construcción del Airbus A.300B		277
Tecnología		281
El Canard		282
Aviones muy veloces		287
Slats		288
Control de la capa límite		289
Soplado de la superficie superior		293
Menor resistencia al avance		294
Reducción de la relación grosor/cuerda alar		296
La regla del área		296
Flujo Laminar		296
Propulsión		297
Motores Radiales		298
Hélices		301
Supresión del ruido		303
Sistema de control de propulsión		304
Aterrizaje y Despegue		305
Ruedas, Neumáticos y Frenos		309
Ratoj y Jato		310
Controles de vuelo		311
Compensadores		312
Pilotos Automáticos		313
El sistema motorizado de control de vuelo		318
Seguridad		319
Sistemas antihielo		321
Sistemas de advertencia de entrada en pérdida		323
La cabina		323
Instrumentos giroscópicos		325
Sistemas de presentación de datos		326
Sistemas		327
Sistemas eléctricos		330
Ayudas a la navegación		333
Radio Guías		333
Gee, Loran y Decca		334
Sistemas de navegación inerciales		336
Giraviones		337
El autogiro de Juan de la Cierva		339
Autororación		341
Los primeros helicópteros		345
Desarrollos de posguerra		346
La iniciativa Norteamericana		351
Diferentes configuraciones de Giraviones		355
La guerra de Corea		359

El motor de turbina	361
Tareas especializadas	363
Transporte de pasajeros	367
Vietnam y sus consecuencias	372
Helicópteros armados	376
Mil V-12	377
Diseño de la cabeza del rotor	381
Tablas de Datos Técnicos	
Especificaciones básicas de los modelos mas característicos aparecidos a lo largo de la obra	388

AVIACION MILITAR

V/STOL

Despegue y aterrizaje vertical

Hacia finales de la Segunda Guerra Mundial, la introducción del turborreactor llegó en un momento en que a ambos lados del Canal se realizaban cuantos esfuerzos fuesen necesarios para aplicar esta nueva invención en un avión de caza. Los acontecimientos se sucedieron sin que ninguno de los contendientes fuese capaz de lanzar los primeros cazas a reacción hasta que, virtualmente, la contienda llegaba a su fin.

Una vez cesaron las hostilidades, los diseñadores de motores tuvieron más tiempo para reflexionar sobre otras futuras posibilidades del ingenio, y una aplicación obvia (tanto para la aviación militar como para la civil) era la que permitiese el despegue vertical del aparato: incluso los primeros motores a reacción eran capaces de desarrollar un empuje mayor que su propio peso.

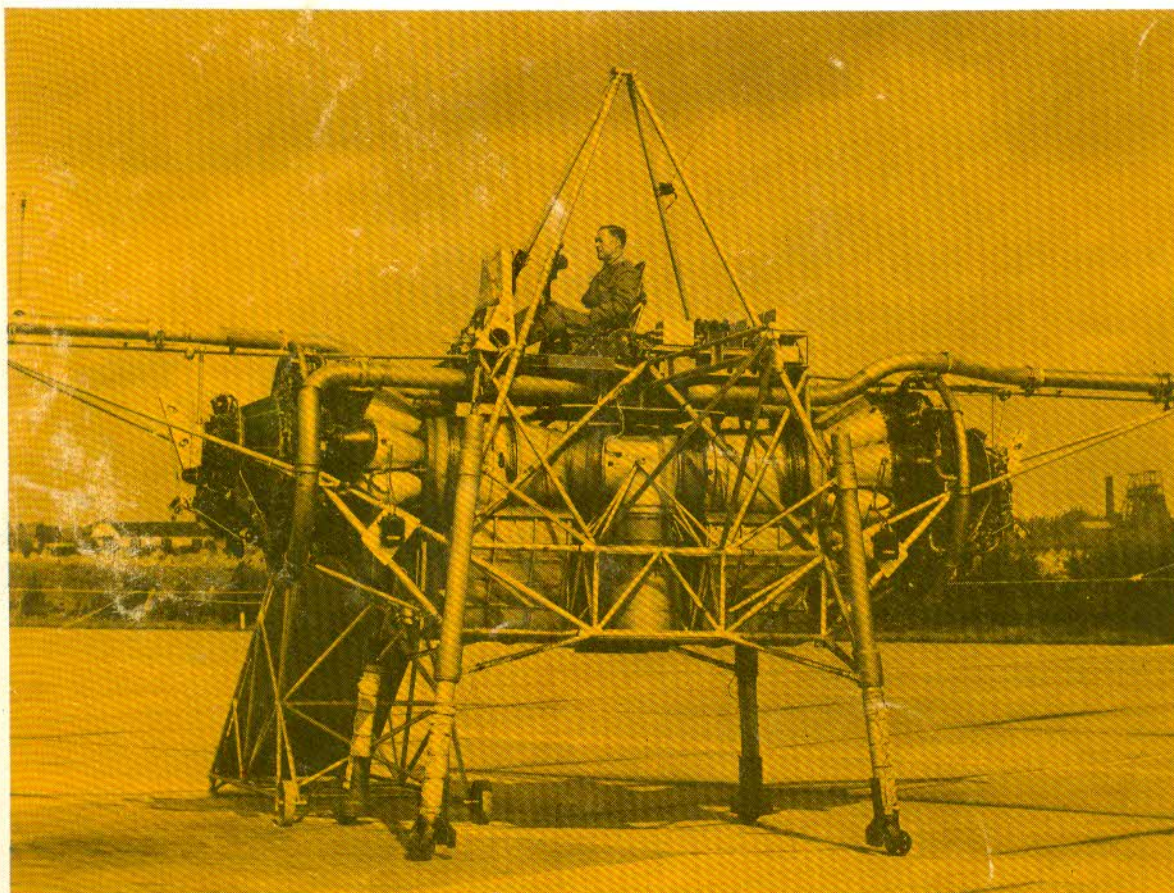
Durante los primeros años de la década de los 50, época en que entró en servicio el turborreactor Nene de Rolls-Royce, su empuje máximo de aproximadamente 1.814 kg. resultaba ser el doble de su propio peso. Por lo tan-

to, permitía un amplio margen de adición de peso a la célula.

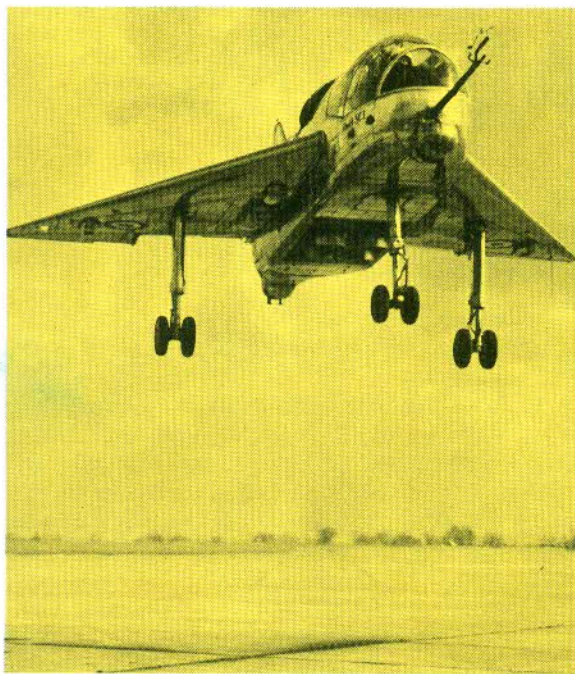
Con el propósito de evaluar la fiabilidad de este concepto, la Rolls-Royce montó dos Nene horizontalmente en una bancada de pruebas conformada en tubos de acero circulares y modificó los escapes del motor a fin de que dirigieran su flujo verticalmente y hacia abajo.

Cuando el ingenio voló por primera vez, en el año 1953, la estructura de "cuatro patas" provocó una amplia repercusión y fue rápidamente bautizada con el apodo de "Flying Bedstead" (Bancada volante).

El peso bruto al despegue era de 3.264 kg. El empuje vertical máximo de los dos Nene era de 3.629 kg. de modo que no cabía la menor duda acerca de su capacidad de despegue vertical. El principal propósito experimental del equipo de pruebas consistía en evaluar las posibilidades del sistema proyectado en relación con el control de altura durante el vuelo estacionario. El aire comprimido era expulsado por dos compresores en una relación de 3,2 kg. por segundo y recogido en un colector



La "Bancada volante" de la Rolls-Royce. El pilón tubular de acero encima del piloto no forma parte del diseño mecánico sino que fue exclusivamente agregado para su protección en la eventualidad de que sufriera algún accidente al tomar tierra y diera una vuelta de campana.



El primer avión VTOL del mundo fue el experimental Short SC-1 de alas delta. Sus satisfactorios resultados fueron sin embargo superados por el sistema de empuje vectorial.

común para luego ser conducido hasta cuatro toberas orientadas verticalmente hacia abajo y distribuidas delante, detrás y a cada lado del aparato.

Las toberas delantera y trasera tenían cada una un diámetro de 10 cm. y producían un empuje promedio de 132 kg. a 4,27 m. de distancia del centro de gravedad. Para efectuar el control de cabeceo, el empuje podía modificarse diferencialmente mediante una serie de válvulas de desviación conectadas a la palanca



El primer VTOL de empuje vectorial fue este prototipo Hawker Siddeley P.1127. El Kestrel fue desarrollado posteriormente a partir de este diseño.



Una formación de Hawker Siddeley Kestrel. Se fabricó una cantidad limitada de estos aparatos para su evaluación por un escuadrón especial tripartito compuesto por pilotos británicos, norteamericanos y alemanes occidentales.

de mando del piloto.

A su vez, las toberas podían ser giradas diferencialmente de lado a lado mediante los pedales de dirección a fin de proporcionar el necesario control de guiñada con respecto a la línea regular de vuelo.

Las toberas laterales tenían aproximadamente la mitad del diámetro de las anteriores y de la distancia respecto del centro de gravedad, produciendo cada una de ellas un empuje de casi 16 kg., que también podía ser variado diferencialmente mediante el movimiento lateral de la palanca de mando del piloto. La suma de todos estos mecanismos de control hacían permanecer al empuje constante y continuo durante el vuelo estacionario, y contribuyendo ligeramente a la sustentación.

Superados los lógicos e inevitables problemas iniciales, el sistema funcionó razonablemente bien. Durante las extensas pruebas que siguieron, se realizaron alrededor de 380 vuelos anclados y unos 120 vuelos libres.

El éxito obtenido por la "Bancada volante" suscitó una serie de futurísticas visiones de aerolíneas de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que podrían operar directamente entre los centros de las más importantes capitales del mundo, sin necesidad de gigantescos aeropuertos y todas las vicisitudes operativas vinculadas con ellos. Era la respuesta que los diseñadores de aviones de alas fijas daban al helicóptero que, por entonces, todavía intentaba demostrar su practicabilidad.

La visión animó a la Rolls-Royce que se lanzó de lleno al proyecto de desarrollar una serie especial de turbo reactores ligeros, con una relación peso/empuje notablemente superior; en la primera de las series, el RB.108, la relación era 8:1.

El RB.108 alcanzaba un empuje máximo en despegue de 1.002 kg. para un peso neto básico de sólo 122 kg. Fue diseñado específicamente para sustentación y estaba preparado para variar el ángulo del flujo del reactor unos cuantos grados con el propósito de coadyuvar al control de vuelo estacionario.

La primera vez que se utilizó esta planta motriz fue por parte de la compañía Short Brothers & Harland aplicada al SC-1, avión de alas delta experimental. Dotado con cinco motores RB.108, cuatro de ellos montados verticalmente en dos parejas para sustentación y uno montado horizontalmente para proporcionar el empuje de propulsión, el SC-1 se convirtió en el primer avión a reacción VTOL de alas fijas, que consiguió efectuar un despegue vertical en 1958.

La primera transición completa, es decir, desde el vuelo estacionario hasta el vuelo horizontal sustentado por las alas para retornar nuevamente al vuelo estacionario sostenido por los reactores verticales de sustentación, se llevó a cabo en 1960.

Se previó en el SC-1 que las dos parejas de motores de sustentación pudiesen ser girados hacia delante y hacia atrás respecto a la vertical. Después del despegue, los motores giraban

Los únicos usuarios actuales del Harrier son la RAF británica, la Infantería de Marina norteamericana y la Armada española, siendo esta última la única que emplea al Harrier operando desde un portaaviones, el Dédalo.



hacia delante unos grados de modo tal que su empuje resultara suplementario al del motor de propulsión durante la transición hacia el vuelo horizontal. Para tomar tierra, los motores de despegue podían girar hacia atrás unos grados para que proporcionaran un efecto de frenado en la transición al vuelo estacionario.

Los cinco motores estaban provistos, cada uno de ellos, de un compresor desde el que el aire a alta presión era impulsado a un conducto común a fin de ser utilizado en el control

del vuelo estacionario. El sistema de conductos terminaba en cuatro pequeñas toberas eyectoras, una en cada extremo del ala, una en el morro y otra en la cola, similar al sistema utilizado en la "Bancada volante".

El SC-1 fue considerado como el precursor de un VTOL monoplaza de caza que utilizaría una versión más potente del motor RB.108 para su propulsión. Asimismo se le consideraba un prototipo de menor escala de un avión de transporte VTOL. No obstante, existía otro

Este avión experimental francés VTOL era una versión modificada del caza Dassault Mirage. Fue denominado Mirage III-V.





El Dornier Do-31E fue un ambicioso proyecto de transporte VTOL que, en su configuración de desarrollo, adoptó los reactores de sustentación de la Rolls-Royce.

sistema de sustentación cuyo desarrollo competía con el expuesto, y que pertenecía a la Hawker. Este sistema, conocido como de empuje vectorial, resultó superior.

El sistema de empuje vectorial, basado originalmente en el motor turbofan BS.53 Pegasus de la Bristol Siddeley, fue probado inicialmente en el Hawker P.1127, una versión desarrollada cuyo prototipo fue denominado más tarde Kestrel, y participando en un escuadrón trinacional de evaluación compuesto por Gran Bretaña, Estados Unidos y Alemania Occidental. Mientras que en el SC-1 la mayor parte del empuje disponible era interrumpido durante el vuelo sustentado por las alas del aparato, en el sistema de empuje vectorial del Kestrel podía ser utilizado en su totalidad para obtener velocidades horizontales mucho más altas.

El flujo del motor de turbofan era eyectado a través de cuatro toberas giratorias, dos delante y dos más atrás, emplazadas cada una a un lado del fuselaje, debajo del ala. Durante las operaciones de despegue y aterrizaje vertical, las toberas giraban de modo que dirigían el flujo verticalmente hacia abajo, mientras que para el vuelo horizontal las toberas rotaban hacia atrás con el fin de suministrar el empuje horizontalmente.

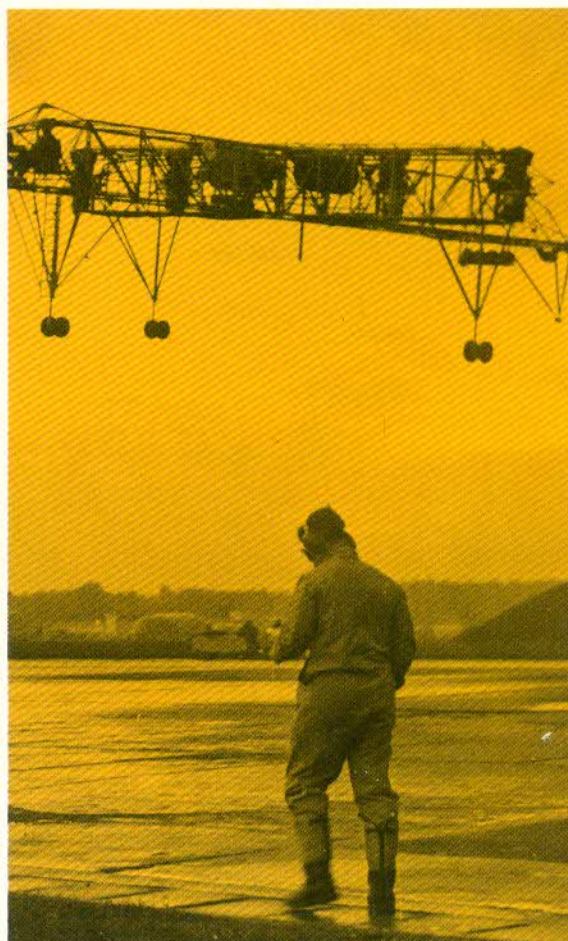
Los primeros ensayos de vuelo estacionario del P.1127 comenzaron en 1960 y la transición desde el despegue vertical al vuelo convencional y luego nuevamente hasta el aterrizaje vertical fue definitivamente lograda un año más tarde.

Hacia 1964 el aparato había alcanzado una velocidad supersónica en picado pronunciado, y se consiguió una versión más potente, verdaderamente supersónica.

Entretanto, la compañía francesa Marcel Dassault estaba desarrollando una adaptación del sistema VTOL en uno de sus cazas Mirage. Reemplazando el turborreactor SNECMA Atar por uno más pequeño, el Bristol Siddeley Orpheus, se obtuvo el espacio suficiente en el fuselaje para instalar ocho reactores de sustentación Rolls-Royce RB.108 montados verti-

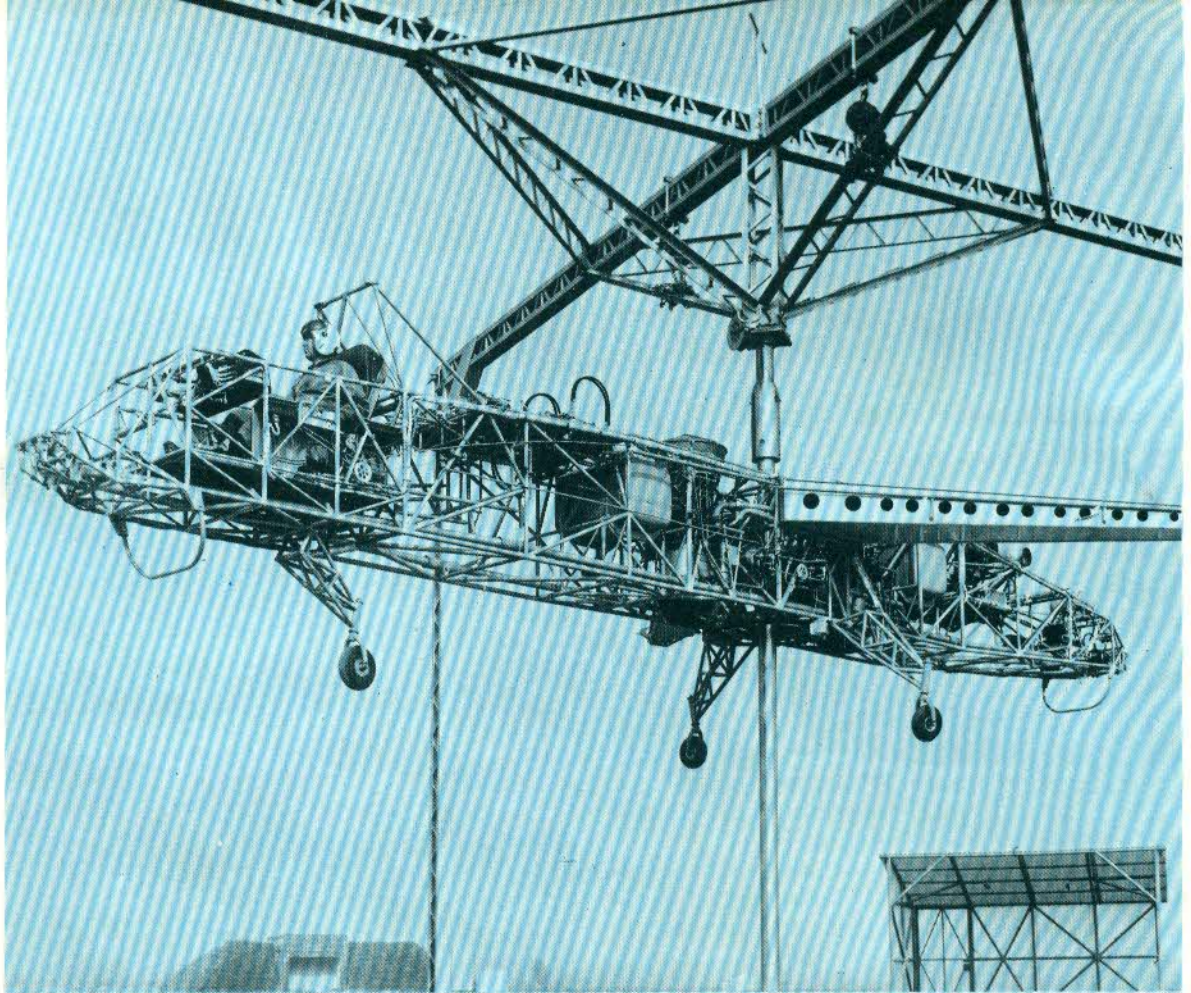


Un proyecto VTOL de hélices entubadas basculantes desarrollado en Francia por SNCA du Nord. Se construyó un solo ejemplar.



Aparejo de vuelo estacionario Fiat G/95A construido con fines experimentales en Italia. Su propulsión se debía a reactores de sustentación Rolls-Royce.

Este aparato de vuelo estacionario fue fabricado en Alemania por la Dornier. Los largos y voluminosos brazos del reactor son proporcionales a la envergadura del prototipo Do-31.



El avión experimental Ryan XV-5A de turbinas integradas en el ala fue uno de los conceptos desarrollados en Estados Unidos en sus intentos de conseguir un VTOL.



calmente en cuatro parejas. Este aparato, denominado Balzac, comenzó sus vuelos de prueba en 1962 y se convirtió en el precursor de los prototipos Mirage III-V, cuyo diseño a su vez, iba a conducir a un cazabombardero VTOL/Mach 2. La versión de producción del Mirage III-V contaría con un SNECMA TF-306 con posquemador (basado en el TF-30 de Pratt & Whitney) que sería su principal y más potente propulsor, y ocho reactores Rolls-Royce RB.162 para la sustentación.

El RB.162 era una versión más evolucionada del RB.108 y que proporcionaba un empuje de 2.109 kg., el doble que el anterior. Sin embargo, el desarrollo del Mirage III-V fue suspendido tras una serie de infortunados accidentes, a pesar de que los prototipos habían conseguido realizar con éxito transiciones del vuelo estacionario al vuelo horizontal y viceversa, y alcanzando velocidades supersónicas.

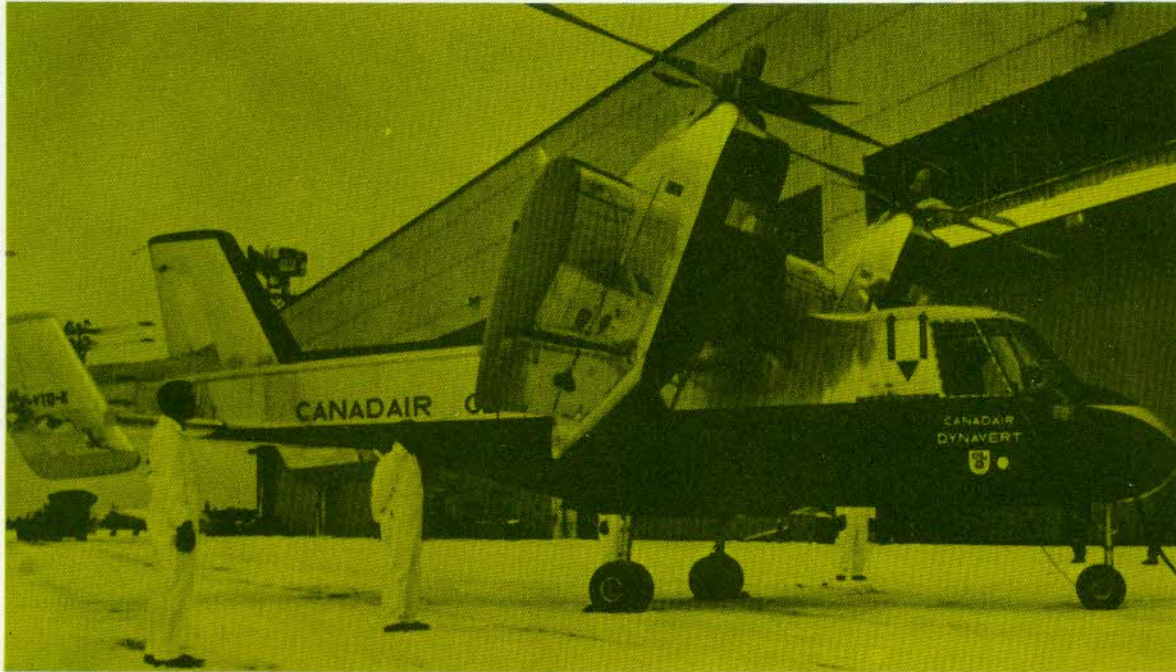
Los reactores de sustentación Rolls-Royce, más potentes, fueron elegidos por la compañía alemana Dornier para desarrollar un ambicioso proyecto de un aparato de transporte del tipo VTOL. Fue diseñado como un monoplano de ala alta y para que desarrollara una velocidad de crucero de 750 km/h., colaborando en el proyecto de Vereinigte Flugtechnische Werke. El prototipo, designado Do-31E, contaba con dos hileras de cuatro RB.162 cada una, a fin de proporcionar un empuje total de sustentación de casi 16.000 kg., montados en góndolas en los extremos de las alas. Durante el despegue, estaban complementados por el empuje vectorial de dos turbofan Bristol Siddeley Pegasus que se combinaban para sumar aproximadamente 10.400 kg. al empuje de sustentación. La versión de producción se diseñó para que pudiese contar con un empuje el despegue todavía mayor, con 10 reactores de sustentación RB.162, siendo su peso máximo de 23.500 kg.

El control en el vuelo estacionario se lograba mediante una combinación de empuje diferencial de los reactores de sustentación, para el control lateral, y pequeñas toberas de soplado en la cola para el control de cabeceo

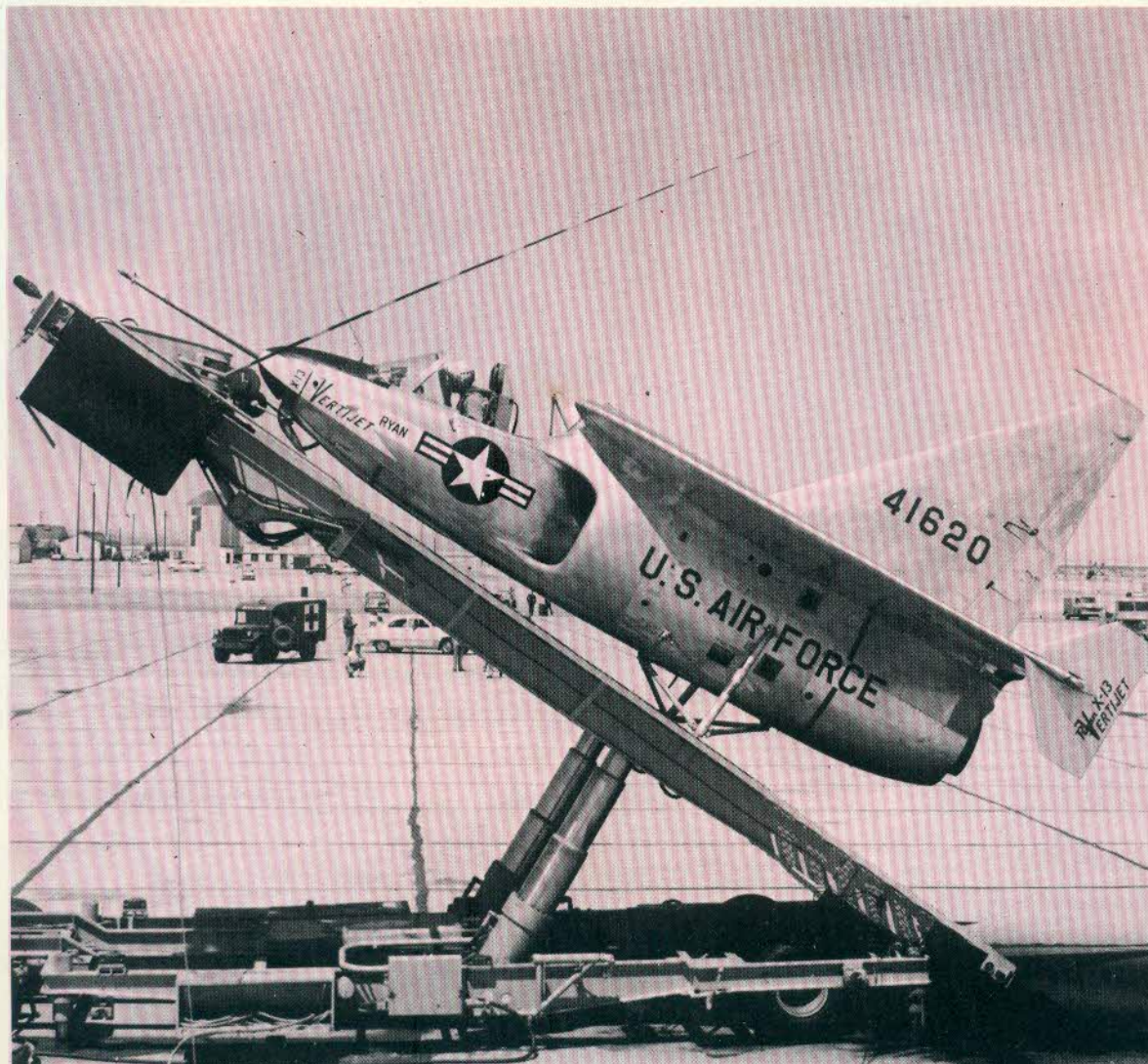
del aparato. Dos de las toberas de la cola eran dirigidas hacia abajo y dos hacia arriba. Las cuatro eran alimentadas por el aire a alta presión proporcionado por los reactores de sustentación. El control de guiñada se obtenía

mediante la inclinación diferencial de las toberas de los reactores de sustentación.

Con la finalidad de probar el sistema de control propuesto, Dornier construyó un aparato de estructura descubierta propulsado por



El Canadair CL-84 de alas basculantes cuenta con sistema de rotor coaxial horizontal diseñado por Cierva Rotorcraft y montado detrás del timón de dirección. Proporciona control de cabeceo durante el vuelo estacionario y es detenido y bloqueado durante el vuelo de crucero.



El Ryan X-13 Vertijet carecía de tren de aterrizaje, despegando y tomando tierra en esta rampa hidráulica ajustable. Los ensayos demostraron su impracticabilidad.

El LTV XC-142A es un
transporte militar de alas
basculantes, captado en la foto
en el proceso de transición entre
el vuelo vertical y horizontal.
No ha sido fabricado en serie.





La versatilidad operativa del Hawker Siddeley Harrier proporcionaría una fenomenal capacidad de respuesta a las fuerzas de la OTAN ante un masivo ataque terrestre de las fuerzas del Pacto de Varsovia.

cuatro reactores de despegue Rolls-Royce RB.108. El aparato de pruebas tenía brazos mucho más largos que el original "Bancada Volante". Sus dimensiones totales eran similares a las del prototipo real Do-31E de modo que los movimientos de control serían comparables a aquellos esperados en el aparato real cuando estuviese en vuelo, en 1967. El aparato de vuelo estacionario voló en 1964 pero el proyecto principal fue posteriormente interrumpido. No obstante, tanto Dornier como VFW conservan un especial interés en los aviones de despegue y aterrizaje vertical o corto (V/STOL).

Un aparejo de vuelo estacionario similar fue fabricado por la Fiat en Italia, pero fue

abandonado en 1966 antes que se intentara llevar a cabo el vuelo libre.

Otro proyecto alemán, desarrollado por el grupo de investigación Entwicklungsring Sud, formado por Bölkow, Heinkel y Messerschmitt en 1960, adoptó una configuración diferente de diseño. Este proyecto, designado con la nomenclatura de VJ-101C, un pequeño monoplano de ala alta de 6.010 kg. de peso total contaba con seis reactores de sustentación Rolls-Royce RB.108 instalados en tres parejas. Un par, montado verticalmente en el fuselaje e inmediatamente detrás de la cabina del piloto, y el segundo y el tercer par en las góndolas giratorias de los extremos alares.

Para el despegue vertical se utilizaban seis



reactores de sustentación, con las góndolas de punta alar en posición vertical. Para realizar la transición al vuelo frontal, las góndolas giraban hacia delante 90° hasta que su flujo proporcionaba empuje horizontal. A medida que la velocidad horizontal aumentaba, y el ala se hacía cargo de la sustentación, el par de motores delanteros de sustentación era desconectado.

El prototipo VJ-101C comenzó las pruebas de vuelo en 1963, pero el proyecto fue abandonado el año siguiente.

Paralelamente, en Estados Unidos se hallaban en plena etapa de desarrollo una serie de proyectos diferentes. En 1963 Lockheed produjo y realizó pruebas de vuelo con el prototi-

po de caza VTOL denominado XV-4A de reactores de sustentación, propulsado por dos turbo reactores gemelos Pratt & Whitney JT 12A-3, cada uno de ellos con un empuje estático de 1.497 kg.

El XV-4A, denominado Hummingbird, era un monoplaneo de ala media. Los dos motores, montados horizontalmente en barquillas emplazadas en el centro del fuselaje, estaban diseñadas y dispuestas de modo tal que podían proporcionar empuje horizontal o vertical, según la necesidad.

Durante el despegue vertical, el flujo de los dos motores era desviado a través de un conducto hacia hileras de toberas dirigidas hacia abajo y emplazadas en el compartimento



central del fuselaje entre las barquillas del motor, sector conocido con la denominación de cámara de toberas. Por encima y por debajo de la cámara, en el revestimiento del fuselaje podían abrirse amplias compuertas para permitir el libre flujo hacia abajo, acompañado de aire ambiental inducido a través de las compuertas superiores a fin de aumentar el caudal del reactor.

El ángulo de las toberas fijas era tal que el avión se mantenía en vuelo estacionario encabritado. Como ocurre con los helicópteros, el empleo del mando de profundidad introducía una componente posterior de empuje vertical que impartía una aceleración frontal, al tiempo que corregía la posición.

A una velocidad aproximada de 145 km/h. se había producido el suficiente esfuerzo de sustentación alar como para permitir que el flujo de uno de los turborreactores fuese desviado nuevamente hacia la función directamente propulsora. El vuelo normal, por lo tanto, quedaba estabilizado. Este proceso sería seguido por el de desviar el flujo del segundo motor a fin de dirigir horizontalmente el empuje y cerrar las compuertas de la cámara de toberas. La máxima velocidad prevista en el diseño era de 837 km/h. El sistema funcionó razonablemente bien, sin embargo su rendimiento no resultó el suficiente como para ga-

rantizar la continuación del proyecto.

Por su parte, la Ryan Aeronautical concibió un modo diferente de lograr el despegue vertical. Empleando lo que se conocía como soplante integrada en el ala, el prototipo XV-5A obtuvo su sustentación de dos soplantes de 1,59 m. de diámetro y 36 alabes montados horizontalmente dentro de las alas. Un tercer soplante de sustentación, más pequeño, fue montado en la proa del aparato y su objeto era el de coadyuvar al control. Alrededor de la periferia de cada soplante se disponían pequeños alabes, o cucharones, sobre los que chocaba el flujo proveniente de los reactores gemelos General Electric J85-5, produciendo una velocidad de rotación de 2.640 r.p.m. al empuje estático máximo en cada motor de 1.206 kg.

Las compuertas semicirculares abisagradas sobre el intrados y el extrados del ala, por encima y por debajo de los soplantes, se abrían durante el despegue.

Debajo de cada soplante existían asimismo una serie de ranuras ajustables por el piloto. Un mando accionado por el pulgar, en la palanca de mando, se utilizaba para rotar estas ranuras y desviar hacia atrás el empuje del soplante a fin de obtener una mayor velocidad horizontal.

La rotación diferencial de las ranuras podía efectuarse mediante los mandos normales



Caza VTOL transónico Hawker Siddeley Harrier. Su diseño fue desarrollado a partir del P.1127 y del Kestrel, y se encuentra actualmente en producción en dos versiones principales: una para aplicación terrestre y una variante naval conocida como Sea Harrier.

del piloto a fin de proporcionar control de alabeo y de guiñada, durante las fases de vuelo estacionario y lento. El vuelo convencional del aparato se establecía a los 225 km/h, siendo después transferido el flujo del turborreactor desde los alabes periféricos de las soplantes a la eyección normal por tobera de cola, cerrándose las compuertas.

Los vuelos de prueba del Ryan XV-5A comenzaron en 1964, sin embargo, y aun cuando demostró ser un ingenio practicable, el proyecto fue también abandonado poco después.

La Ryan estaba comprometida asimismo en el desarrollo experimental de un avión a reacción con "aterrizaje de cola", el X-13, que fue diseñado para despegar verticalmente desde una rampa que demostró ser impracticable por varias razones. Un éxito más interesante resultó la contribución de esta compañía, junto con Helicópteros de Hiller, al proyecto de transporte militar Ling-Temco-Vought XC-142A de ala inclinable. Propulsado por cuatro turboejes T64-1 de General Electric y 2.850 HP, moviendo hélices de paso variable de 4,72 m. de diámetro, el XC-142A fue diseñado para transportar vehículos de ruedas de hasta 7.122 kg. y otras cargas en su cabina de 9,14 m. de longitud. Su primer vuelo tuvo lugar en 1964, sin embargo, tampoco este modelo entró en producción.

Otras compañías norteamericanas comprometidas con el proyecto de prototipos de alas inclinables han sido la Boeing Vertol y la Canadair. De esta última, el bimotor CL-84 ha sido el de mayor desarrollo.

La utilización de soplantes o hélices entubadas ha constituido asimismo uno de los conceptos emprendidos en Estados Unidos en la investigación de sistemas de despegue y aterrizaje vertical. Su posibilidad ha sido demostrada por Hiller, Piasecki y otros, sin embargo ha resultado difícilmente practicable para usos generales.

La Bell Aerosystems, una subsidiaria de la constructora de helicópteros, desarrolló un proyecto en el que cuatro hélices entubadas montadas sobre dos cortas alas, eran capaces de ser inclinadas 90° a fin de proporcionar empuje horizontal o vertical, según la necesidad. Propulsado por dos turboejes General Electric T58 de 1.250 hp cada uno, esta máquina fue conocida como X-22A. Un aparato similar que empleaba cuatro hélices inclinables sin las carenas tubulares, fue construido por Curtiss Wright y designado X-19A.

Entre 1950 y 1970, las autoridades militares estadounidenses patrocinaron el desarrollo de prácticamente todos los sistemas VTOL que presentaban alguna posibilidad de ejecución práctica. No obstante, ninguno de los



métodos probados resultó tan seguro como el principio británico del empuje vectorial, de manera que una versión desarrollada del Hawker Siddeley Kestrel ha sido adoptada para servicio operacional con el cuerpo de Infantería de Marina, por la Armada Española y por la Real Fuerza Aérea Británica.

Este monoplaza V/STOL de apoyo cercano y reconocimiento, denominado Harrier, está propulsado por un único turbofan Rolls-Royce Pegasus II de 9.752 kg. de empuje. Es un monoplano de ala alta en flecha y pronunciado diedro negativo en alas y planos de cola de 40°. Fue el primer V/STOL de ala fija que entró en servicio; 105 Harrier fueron encargados por la RAF hacia mediados los 70, 110 para la Infantería de Marina estadounidense y 12 para la Armada Española.

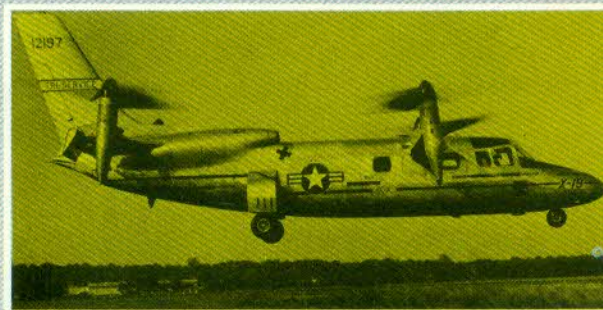
En Gran Bretaña, la compañía Hawker Siddeley ha construido el Sea Harrier que es, esencialmente, el mismo aparato que su progenitor pero con una sección nueva en la proa para albergar un radar multimodo. Este modelo está en servicio con la Royal Navy (la Armada británica) y opera desde un nuevo tipo de crucero diseñado para la lucha antisubmarina.

En Estados Unidos la McDonnell Douglas, bajo licencia de la Hawker Siddeley, ha desa-

rollado una variante denominada AV-8B que conserva el fuselaje y empuje vectorial del Harrier pero que cuenta además con un ala nueva de mayor envergadura construida principalmente con materiales compuestos. Asimismo, el AV-8B está dotado de aletas de colchón de aire y dispositivos de mejora de la sustentación, diseñados para eliminar los efectos de "chupado" cuando el avión permanece en vuelo estacionario cerca del suelo.

Que el avión de caza VTOL se ha establecido hoy como una firme arma de formidable potencial se evidencia con la reciente aparición, en el servicio naval soviético, del Yakovlev Yak-36 Forger, que utiliza una fórmula prácticamente única de sustentación y sustentación/crucero. Un solo motor de sustentación y propulsión posee dos toberas vectoriales, una a cada lado del fuselaje por detrás del borde de fuga alar. Este motor se ve complementado, para el despegue y aterrizaje verticales, por dos reactores de sustentación montados en tandem justo detrás de la cabina. Este diseño, aunque demuestra ser efectivo en operaciones verticales, resulta, por diversas razones, operacionalmente inapropiado para despegues cortos como los que el Harrier puede efectuar cómodamente con una mayor carga de la que

Escuadrón Harrier de la Infantería de Marina de los Estados Unidos. El fabricante norteamericano con licencia es McDonnell Douglas y la designación otorgada por la US Navy es la de AV-8A.



El avión de investigación VTOL Curtiss Wright X-19 de hélices basculantes. Consiguió volar con éxito pero resultó demasiado complicado mecánicamente para poder utilizarlo en servicio operativo.



es capaz de llevar en despegue vertical.

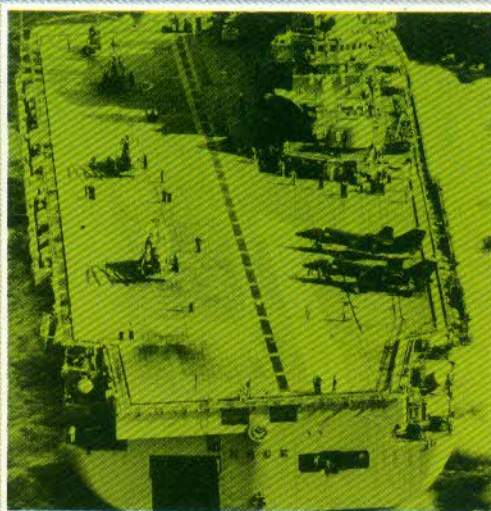
En rigor, habrá que aguardar a que el futuro constate si la visión de aparatos VTOL para transporte de pasajeros llegará a materializarse algún día. Una de las mayores dificultades prácticas que debe ser resuelta es la del ruido al despegar y tomar tierra que, según las normas actuales, sería absolutamente inaceptable en cualquier centro urbano. Sin embargo, no resulta absolutamente imposible que algunos de los principios conocidos puedan ser aplicados con el objeto de disminuir la carrera de despegue de un reactor convencional o incluso de los aparatos supersónicos de pasajeros en un esfuerzo por conservar dentro de parámetros razonables las dimensiones de los futuros aeropuertos internacionales.

Motores

Los años 20

Cuando se produce el armisticio, en 1918, los motores rotativos estaban pasados de moda y se encontraban en producción refinados motores de entre 300 y 400 hp. La transmisión

por reductor se había vuelto común especialmente para aviones de gran tamaño, para hacer girar más lentamente a las grandes hélices requeridas, al tiempo que se incrementaba la velocidad del motor para aumentar la potencia (potencia es la fuerza multiplicada por la velocidad). Se utilizaban carburadores muy avanzados capaces de mantener la mezcla correcta para cualquier potencia y altitud. Comenzaban las experiencias con hélices de paso variable y con sistemas de refrigeración mejorados, tanto por agua como por aire, los que, en lugar de aumentar la resistencia al avance, iban encaminados a incrementar el empuje propulsivo. Los primeros motores eran arrancados girando manualmente la hélice, una tarea ardua y peligrosa, especialmente difícil en los grandes aviones y en los hidros. Aparecieron los arranques eléctricos, así como los de gas, en los que los cilindros eran bombeados con una mezcla rica en gasolina desde una unidad instalada en el avión; podía decirse que era como un motor de motocicleta, mitad motor, mitad bomba. Se dedicó mayor atención a la reducción de peso y al aumento de la seguridad, con estrictos controles de las especificaciones de materiales, acabado de las superficies y propiedades de fatiga.



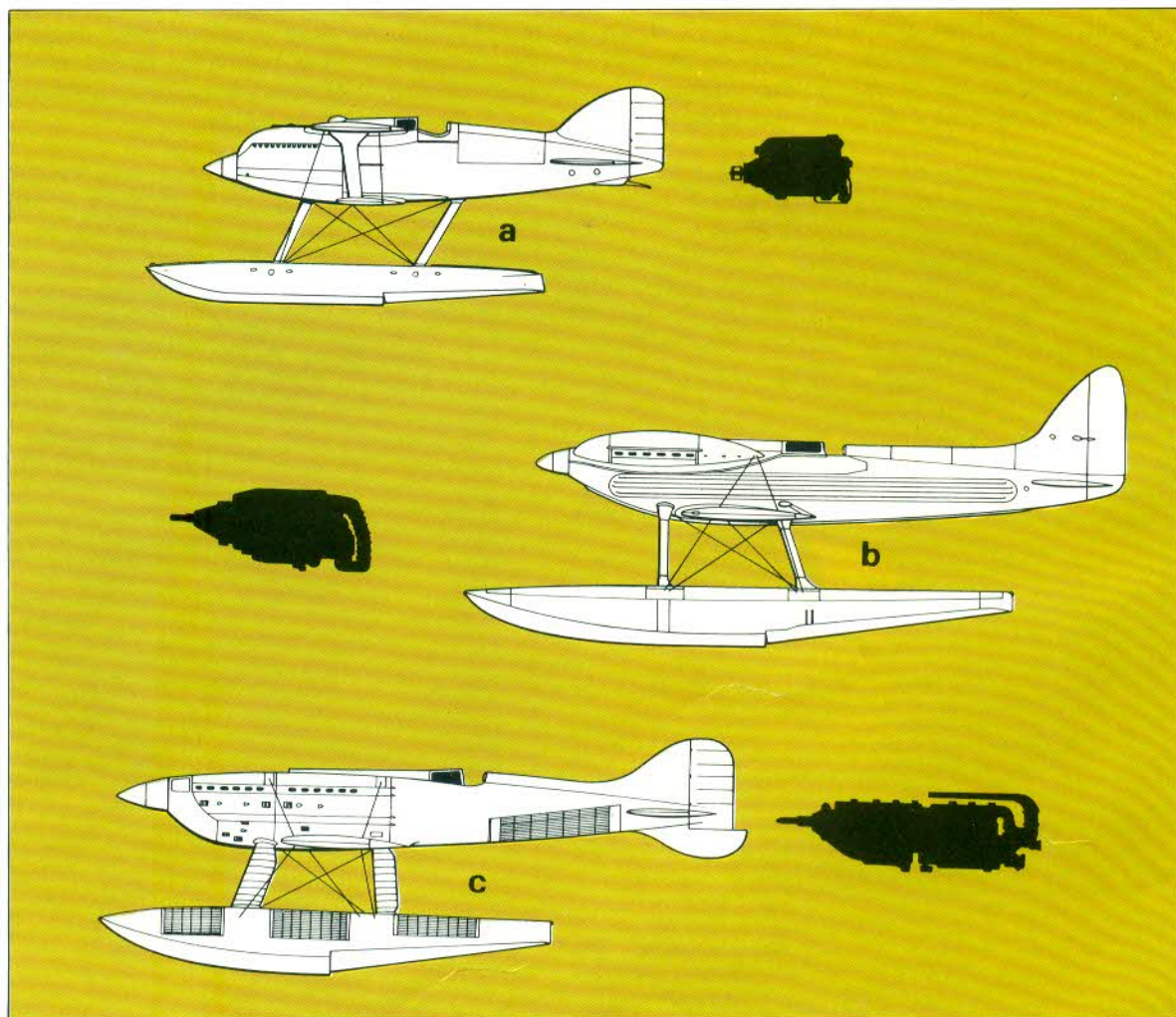
Cazas VTOL Forger A y helicópteros KA-25 fotografiados en la cubierta de vuelo del Kiev, buque de mando de asalto anfibio de la marina soviética. La fotografía fue obtenida sobre el Mediterráneo por un avión de reconocimiento de la RAF.



Pocos motores de los que se emplearon en la guerra superaron las necesidades de un eficaz y largo uso. Los Liberty 12 fueron una excepción, así como los alemanes BMW y Junkers de 6 cilindros en línea y refrigerados por agua. El británico RAF8a se convirtió en el Siddeley (más tarde Armstrong Siddeley) Jaguar, un pequeño motor radial en doble estrella de catorce cilindros que desarrollaba entre 400 y 450 hp y que pronto apareció con transmisión por engranajes y sobrecompresor. El Napier Lion tenía tres líneas de cuatro cilindros refrigerados por agua y espaciados a 60° en configuración de W, y que daban alrededor de 450 hp. Denominado Cosmos, el Bristol Júpiter fue concebido como un potente y simple radial de 9 cilindros, con cuatro válvulas por cilindro, empezando a operar en 1920 con una potencia de unos 400 hp. La Aircraft Disposal Co (ADC) produjo sus motores usando parte de los componentes de los excedentes de la Renault y la RAF, y Frank

denominarse Gipsy Major. Generaba 130 HP y se convirtió en el motor más preminente, para aviones ligeros, de la década de los 30.

Rolls-Royce se introdujo gradualmente en la década de los 20 con el Códor, diseñado en 1918 como un desarrollo del Eagle, y con cuatro válvulas por cilindro. En 1922 fue rediseñado y un corto número de ellos, generando entre 650 y 670 hp, se empleó en aviones pesados y dirigibles. Lorraine, Hispano-Suiza y Farman continuaron con sus potentes motores refrigerados por agua; los diseños alemanes Junkers L.5 y BMW VI mantenían la tradición de los motores de seis cilindros en línea, al tiempo que en Italia los diversos fabricantes de motores competían entre sí. La mayoría de los motores americanos estaban refrigerados por aire, siendo uno de los desarrollos más sobresalientes el de los radiales Wright Whirlwind, con siete cilindros y 200 hp, y que después abarcaron modelos con cinco y nueve cilindros que desarrollaban, respectivamente, 140

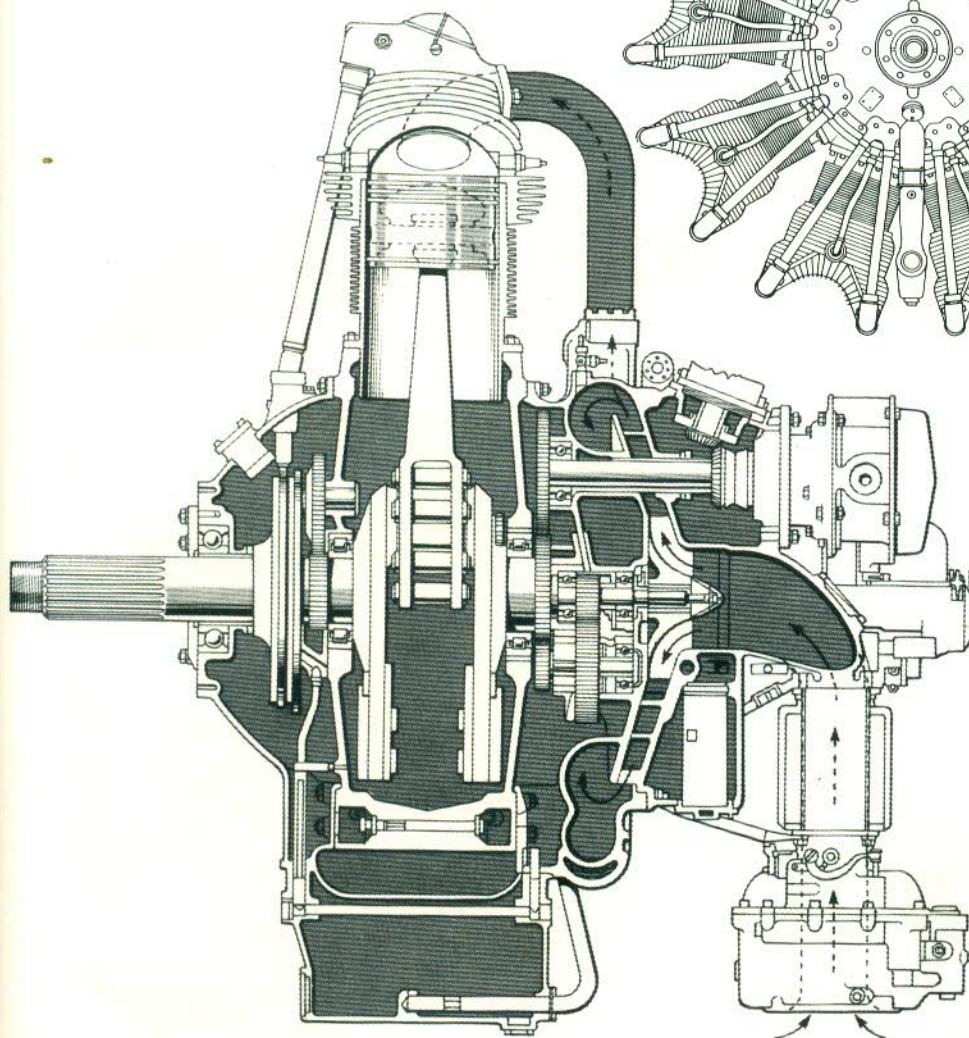


El Trofeo Schneider ejerció un poderoso influjo en el diseño de motores, concentrando los esfuerzos de los diseñados en la velocidad pura, lo que llevó a que un morro aerodinámico fuese la más importante de las cuestiones, yendo desde el Curtiss V-1500 del Curtiss R3C (A) al Fiat AS 6 del Macchi 72 (C), pasando por el Rolls-Royce R del Supermarine S6 (B). A pesar de ello, el motor radial demostró su superioridad en todos los aspectos.

Halford partió por la mitad sus motores de 8 cilindros en "V" para crear el Cirrus, que pesaba 122 kg. y generaba 80 hp, convirtiéndose en el primer motor fiable para aviones ligeros. De él derivó un diseño totalmente nuevo, producido por de Havilland y llamado Gipsy. Cuando a finales de los 20 el Gipsy se utilizó con los cilindros invertidos para proporcionar mejor visibilidad al piloto, pasó a

y 300 hp. El modelo de siete cilindros se hizo famoso en 1927 con la travesía de Lindberg. Dos años antes, un grupo de ingenieros abandonaron Wright para fundar la Pratt & Whitney Aircraft; su nuevo diseño, materializado como Wasp, comenzó a funcionar en las vísperas de Navidad de 1925. Su práctico diseño puso a este motor de 400 hp a la cabeza de los mercados representados por la Aviación

Naval y por los cazas del Ejército y alcanzó el liderato mundial en la producción de motores aéreos. En 1930 Wright produjo el nuevo R-1820 Cyclone (1820 es el cubillage en pulgadas; la superficie del pistón multiplicada por el número de pistones, multiplicada por la carrera del pistón desde abajo hasta el punto muerto superior). Pratt & Whitney estaba pro-



Este dibujo de un Pratt & Whitney Wasp permite apreciar las características básicas de un motor radial. El aire penetra a través del carburador, donde se le añade el vapor de gasolina, para ser luego comprimido por el sobrecargador antes de llegar a los cilindros de forma secuencial. En la vista lateral sólo se aprecia un cilindro moviendo la biela maestra.

duciendo el R-1340 Wasp y el R-1690 Hornet, equipados con transmisión por engranajes y sobrecargador. Este eliminó al gran motor de 800 hp refrigerado por agua de la Packard y al Curtiss de 650 hp, los últimos motores norteamericanos refrigerados por agua.

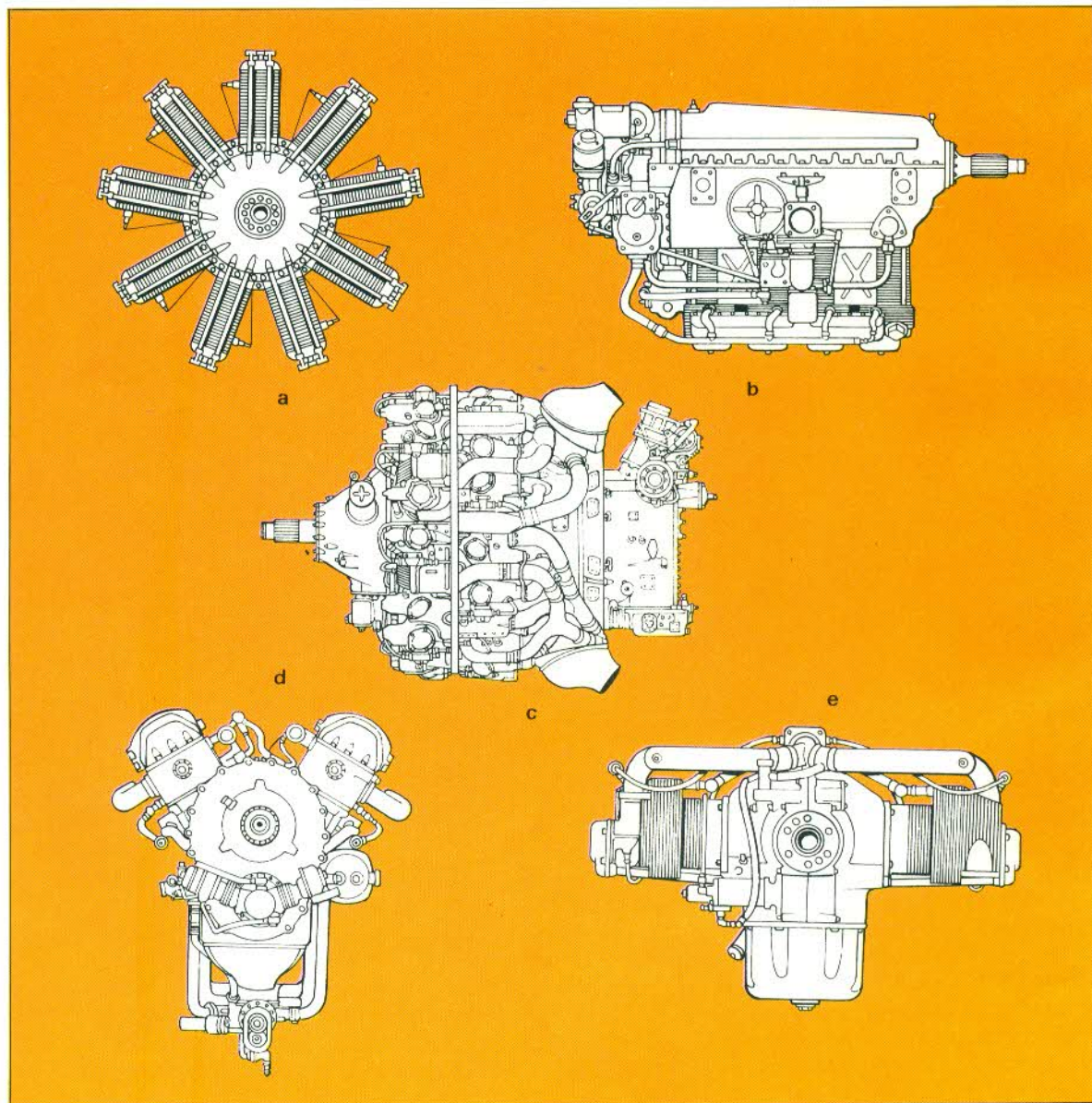
Esto es importante ya que, en 1921, el Curtiss D-12, con 12 cilindros en "V" refrigerados por agua, iba a la cabeza de cualquier otro motor americano, y ganó el trofeo Schneider de 1923. Desarrollando entre 440 y 475 hp, podía ser instalado, a diferencia de sus rivales, en un morro puntiagudo y currentilíneo. Fairey lo empleó en su bombardero Fox (que resultó más rápido que los cazas británicos de la época) y fue producido con el nombre de Félix. En el trofeo Schneider de 1925 el Curtiss dio 600 hp, pero fue derrotado por los motores Fiat sobrealimentados, que a su vez fueron vencidos por una versión para carreras del Napier Lion, que daba 875 hp con un peso específico de 0,48 kg/hp. Para derrotar al

D-12, la Rolls-Royce produjo el F, posteriormente denominado Kestrel, con 12 cilindros en "V", refrigerado por agua y que daba entre 480 y 525 hp. Una característica importante era que cada bloque de seis cilindros estaba fundido en una sola pieza de aleación ligera, con una pieza superior separada y empernada que contenía las cabezas de los cilindros y las válvulas. Otro motor relativamente más grande fue el Buzzard de 825 hp. Los trofeos Schneider impulsaron el potenciamiento de los motores, mayores resistencias de los materiales, y encabezó cambios revolucionarios en los sobrecargadores, sistemas de refrigeración y tipos de combustibles empleados.

A través del apogeo de los motores de émbolo para aviación, desde 1914 a 1950, se encendieron las posturas respecto a qué tipo de motor era mejor. La principal subdivisión se estableció entre los lineales refrigerados por agua (que incluía a las disposiciones en "V", entre otras) y los radiales refrigerados por aire.

De hecho, la mayoría de las ventajas las reunía este último tipo. Usaba materiales más económicos, eran más baratos de producir, ahorraban los pesados y complejos sistemas de refrigeración, y por algunas razones ofrecía mayores prestaciones. Al no precisar agua para su refrigeración, los motores refrigerados por aire podían funcionar perfectamente en regiones cálidas, y, evidentemente mucho mejor en climas fríos, dado que los cilindros disipaban su temperatura mejor, mientras que la diferencia térmica entre el agua caliente y el aire era mucho menor. El peso de los conjuntos era mucho menor, al igual que los pesos de los motores sin carenar de igual potencia, no eran muy diferentes.

Cuando esto se produjo, durante los cruciales años 30, los diseñadores consiguieron altas velocidades con motores refrigerados por líquido, ya que por aquellos tiempos nadie conocía la mejor manera de instalar eficientes motores radiales refrigerados por aire. Cuando se consiguió esto último, cazas como el Vought Corsair, el primer caza americano que alcanzó los 645 km/h., el Republic Thunderbolt (el más veloz de los cazas de motor alternativo), el Focke-Wulf 190 y el Hawker Tempest (los más velozes con motor radial), consiguieron por último el record de velocidad horizontal. Hoy en día el record mundial de velocidad con un motor de émbolo está en poder, desde hace ya muchos años, un avión con motor ra-



Disposiciones típicas de los cilindros: (a) Motor rotativo Clerget, fabricado en serie durante la Primera Guerra Mundial. (b) El DH Gipsy Major de cilindros invertidos y refrigerado por aire, diseñado en los años 20 para el primer avión ligero privado. (c) El radial de 18 cilindros en doble anillo Turbo Compound, con tres turbinas de escape, un motor extremadamente complejo y eficiente, representativo del pináculo del arte de fabricar motores alternativos de los años cincuenta. (d) Vista frontal del Rolls-Royce Merlin de 12 cilindros en V, típico de la Segunda Guerra Mundial. (e) El Continental 10-360 de seis cilindros opuestos horizontalmente, ejemplo de la evolución final de los motores de émbolo que aún se fabrican.

La principal ventaja de los motores refrigerados por líquido residía en su mayor pureza de líneas, pero que en cambio se veían contrarrestadas por la resistencia aerodinámica ofrecida por los radiadores. (Después, en 1940, los diseñadores aprendieron a fabricar tanto motores refrigerados por agua como por aire sin la resistencia negativa de los radiadores, ganando empuje gracias al flujo de refrigeración).

dial, una versión modificada del F8F Bearcat.

1930-39

Desde la Primera Guerra Mundial se reconocía que el motor de aviación a pistón sería un líder en la lucha por hallar combustibles menos propensos a la detonación o al autoencendido. Esta es una situación en la que, si un motor

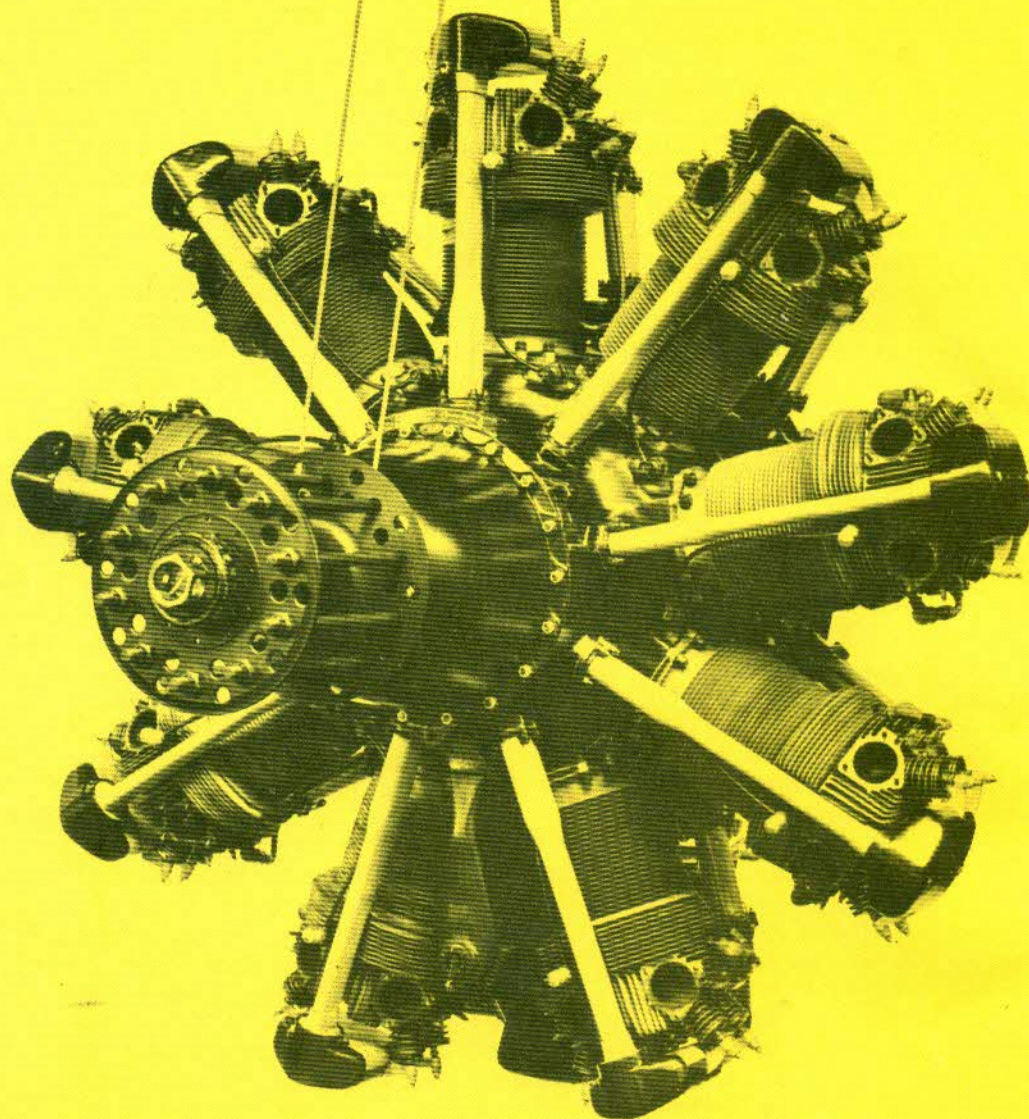
trabaja a una elevada relación de compresión o a excesiva potencia, la mezcla en los cilindros no se quema de modo uniforme en un lapso de tiempo de milésimas de segundo sino que explosiona totalmente de forma casi espontánea, provocando calor excesivo y un violento impacto mecánico. En 1930, el Cuerpo Aéreo del Ejército de los Estados Unidos emitió una especificación para el combustible de "87 octanos" (que, en realidad, era un combustible de 100 octanos con propiedades antidetonantes similares a las de un combustible de referencia, el iso-octano), con una pequeña proporción autorizada de un aditivo antidetonante, el plomo tetraetilo (TEL). Al principio, el TEL engrasaba las bujías y corroía las válvulas de escape, pero los diseñadores aprendieron a construir motores que podían sobrevivir a combustibles "plomados". A lo largo de los años posteriores del motor de alta potencia a pistón, el combustible llegaría a ser tan importante como el propio motor.

Otro importante avance fue el concerniente a la sobrealimentación de los motores. Debido a la disminución de la densidad atmosférica, los motores incorporan a sus cilindros masas de aire progresivamente más pequeñas a medida que el avión asciende. Para mantener la mezcla a niveles correctos, el flujo de combustible debe ser reducido proporcionalmente, reduciéndose también la potencia del motor. Un motor de 500 hp sólo produciría una fuerza de 250 hp a 6.688 m., y menos de 125 hp a 12.000 m. Durante la Primera Guerra Mundial se experimentó con varias clases de sobrealimentadores, con el objeto de incorporar mayor masa de aire y mantener la potencia del motor. El tipo de sobrealimentador más eficaz fue el compresor centrífugo, accionado por engranajes multiplicadores para que girara a más velocidad que el cigüeñal. La Rateau francesa fue la única compañía que producía sobrealimentadores en 1918. En EE. UU. Stanford Moss, de la General Electric, asumió la difícil tarea de hacer accionar el sobrealimentador con una turbina que giraba merced al gas caliente despedido por el tubo de escape. Así se incrementaba no sólo la potencia sino también el rendimiento del motor a través de la extracción de lo que de otra manera hubiera sido energía perdida.

El desarrollo de los combustibles y del sobrealimentador permitió que, en 1931, Gran Bretaña ganase de forma permanente el Trofeo Schneider. A partir del modelo Rolls-Royce Buzzard se desarrolló el motor de competición denominado R, con mayor relación de compresión y un sobrealimentador engranado de mayor tamaño. Mientras que el Buzzard tenía una potencia de 825 hp, el R alcanzó 1.545 hp en su primer funcionamiento en mayo de 1929, utilizando un combustible compuesto de un 78 % de benzol, un 22 % de gasolina y una pequeña cantidad de TEL. Hacia septiembre de 1929 la potencia alcanzada era de 1.900 hp a 2.900 r.p.m., a una presión sobrealimentada de 0,86 kg. por cm² sobre la presión atmosférica. En este caso, el sobrealimen-

tador había sido empleado no para mantener la potencia a una altura determinada sino para incrementarla a nivel del mar, la prueba más dura para cualquier motor. Durante la carrera disputada en 1931, la potencia alcanzada fue de 2.360 hp a 3.200 r.p.m., utilizando un 30 % de benzol, 60 % de metanol y 10 % de aceite más algo de TEL. Para un intento de batir el record mundial, la versión trucada alcanzó 2.738 hp, lo que para un peso de 740 kg. hacía que lograra la increíble proporción de 0,266 kg/hp. Estos trabajos facilitaron el diseño de Merlin, un motor ligeramente más pequeño de 27.000 cm. cúbicos que en 1936 alcanzó una potencia de 990 hp pero que logró los 1.300 hp durante la Batalla por Inglaterra merced a un combustible importado especialmente.

Durante la década de 1930, Wright aumentó la potencia del motor R-1820 Cyclone de 500 a 1.200 hp a través de ciertos refinamientos técnicos y desarrollando la capacidad de funcionar con combustibles de 100 octanos. Paralelamente surgió el motor R-2600 Cyclone de 14 cilindros en doble estrella y 1.300/1.900 hp, y también el R-3350 Duplex Cyclone de 18 cilindros en doble estrella, que alcanzó los 1.750 hp en 1939 y sus últimos registros lograron el doble de potencia. La compañía rival, Pratt & Whitney, se centró en el motor R-1830 Twin Wasp, con dos anillos de 7 cilindros cada uno. La división Allison de la General Motors proyectó temerariamente un motor de 12 cilindros en "V", de avanzada concepción y refrigerado por líquido, el V-1710 que, al igual que el Merlin, estaba refrigerado no por agua sino por una mezcla de agua y glicol etilénico que tenía un punto de congelación inferior y un punto de ebullición superior. El motor disponía además de un sistema de refrigeración y un radiador más pequeño y ligero. Hispano Suiza alcanzó un lugar destacado entre los fabricantes franceses de motores refrigerados por líquido con su serie 12Y que alcanzaban de 860 a 1.000 hp y que se construyeron también en la Unión Soviética, amén de otros países. Los diseñadores alemanes se concentraron en los motores de 12 cilindros en "V" invertida con inyección directa de combustible, un sistema que en un principio se consideró complicado y costoso pero que, finalmente, llegó a dominar sobre el carburador tradicional, cuya cubeta impedía el funcionamiento en vuelo invertido y cuyo tubo de Venturi se congelaba con facilidad. La fábrica Daimler Benz produjo en 1935 el motor DB600 de aproximadamente 690 hp y, tres años más tarde, el DB601 de 1.000 hp. Junkers fabricó el Jumo 210 y 211 de potencia similar en la misma época que los DB, además de una serie de motores diesel de dos tiempos, más económicos pero también más pesados, y que tenían seis cilindros de doble cabeza alimentados en el centro y con cigüeñales a lo largo de la parte superior e inferior de un motor extrañamente fino y achatado por los costados. Estos eran los únicos motores diesel de aviación construidos en serie, a pesar de la extendida



El principal motor de aviación del período 1920/35 fue el Bristol Júpiter, que en los primeros años de la década de los 30 se transformó en el Pegasus, que es el que se muestra en esta fotografía.

creencia de que la economía y la capacidad del diesel para encender combustibles de bajo coste lo convertiría en un motor de fuerte demanda.

El Júpiter fue el motor dominante en la década de 1920 entre los radiales refrigerados por aire y fue construido bajo licencia en todos aquellos países que disponían de una industria aeronáutica. El Júpiter equipó 229 modelos de aviones. A partir de éste se desarrollaron dos motores aún más importantes, el Mercury revolucionado de 550 a 950 hp para aviones de alta velocidad y el Pegasus, que era del mismo tamaño que el Júpiter pero mucho más refinado y con una potencia superior a los 1.000 hp. Roy Fedden el ingeniero jefe de la Bristol, no podía encontrar una fórmula simple para construir un motor radial de dos estrellas y con cuatro válvulas por cilindro, pero después de varios años de quebraderos de cabeza logró perfeccionar una nueva familia de motores radiales con válvulas de camisa: se eliminó la válvula tradicional de vástago y se la reemplazó por una camisa oscilante situada entre el pistón y el cilindro, con orificios en la camisa alineados de manera intermitente con orificios de admisión en las paredes del cilindro. Los

primeros motores con válvulas de este tipo fueron el Mercury Perseo de 900 hp, el Aquila de 500 hp, el Taurus de 1.000 hp con 14 cilindros en dos estrellas y el Hércules de aproximadamente 1.400 hp y 14 cilindros.

Hacia 1937 la desesperada necesidad de incrementar la producción llevó a que el Mercury fuese seleccionado para una producción subsidiaria por un consorcio de compañías automovilísticas y muy pronto le seguiría el Hércules según el mismo proyecto. La firma Napier construyó motores inusuales refrigerados por aire y con sus cilindros dispuestos en cuatro líneas y en forma de "H", siendo la versión más poderosa el Dagger de 24 cilindros y con una potencia de 1.000 hp. En Francia la compañía Gnôme-Rhône construía motores Júpiter y, por la misma época, la Bristol lanzaba motores que sólo llevaban dos válvulas por cilindro y comenzó a producir el Mistral Major de 14 cilindros y 900 hp en el año 1931. En Alemania, el BMW Hornet (Pratt & Whitney) fue desarrollado hasta convertirlo en el 132 de 1.000 hp, mientras que la firma Bramo (fusionada más tarde con la BMW) produjo un motor similar bajo la denominación 323 Fafnir.

AVIACION MILITAR

Motores

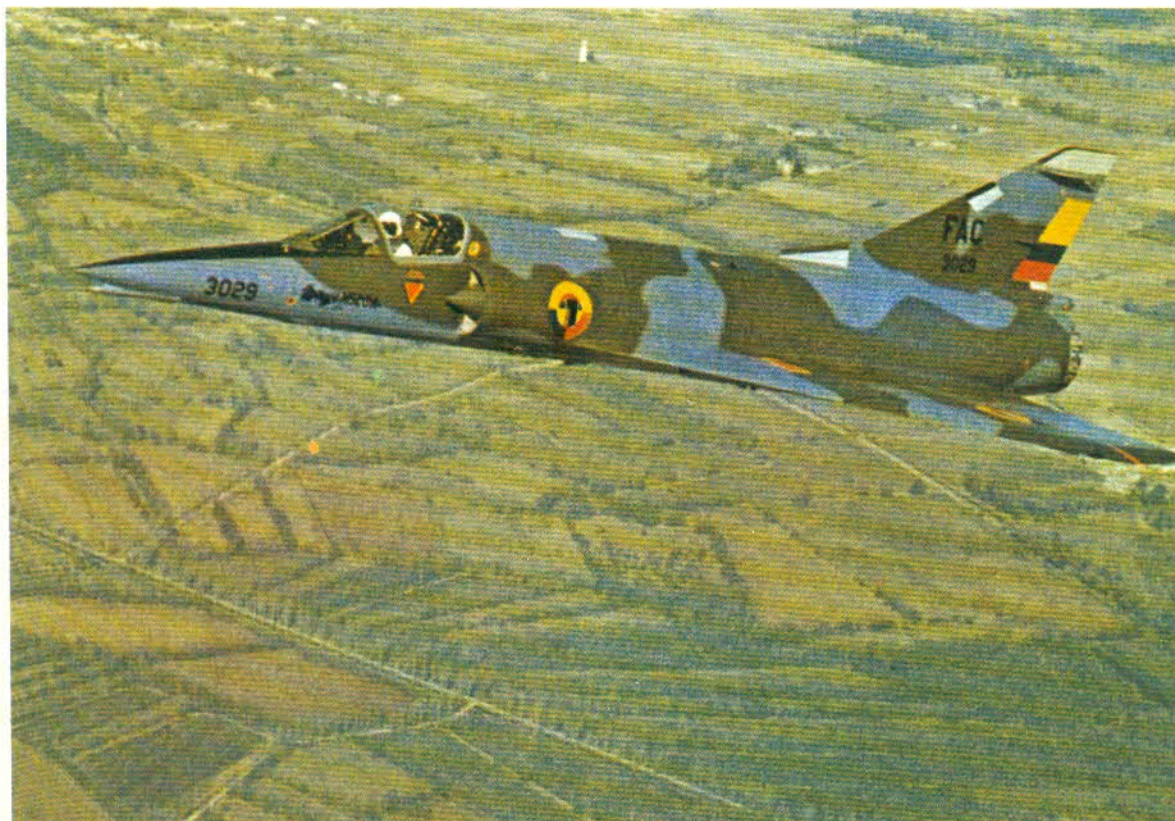
Los turborreactores de los años 50

El primer motor Pratt & Whitney de dos etapas entró en funcionamiento en junio de 1949 y el prototipo de un modelo rediseñado, el JT3, entró en funcionamiento en enero de 1950. Motor robusto y conservador, el JT3 recibió la denominación militar de J57 y fue construido en gran número con un empuje cercano a los 5.900 kgs., con inyección de agua, para los Boeing B-52 y KC-135, el Douglas Skywarrior y muchos otros aviones, y con un empuje de 6.805 a 8.165 kgs. con posquemador destinados a cazas supersónicos. El modelo civil JT3C fue el motor original para el 707 y el DC-8 de largo alcance y, cuando la producción del JT3 se interrumpió en 1965, se habían entregado más de 21.200 unidades.

Un motor inglés muy similar era el Bristol Olympus, probado en 1949 y producido en 1954 con un empuje de 4.990 kgs., desarrollado en 1957 incrementando su empuje a 6.125 kgs. y en 1960 alcanzó los 7.713 kgs. de empuje y posteriormente llegó a los 9.074 kgs. En la actualidad, el mismo motor básico ha vuelto a ser desarrollado para convertirse en la planta motriz del Concorde (que alcanza una velocidad de Mach 2) con un registro de 17.240 kgs. de empuje con poscombustión. Esto constituye el mayor logro en empuje alcanzado por un motor de aviación.

Posteriormente, la Bristol desarrolló el sencillo turborreactor Orpheus de un solo eje para cazas tácticos. La compañía de Havilland Engine continuó produciendo el Goblin, y el Ghost de grandes dimensiones fue escogido para propulsar el Comet, el primer avión de línea a reacción, que entró en servicio en mayo de 1952. Siguieron luego el Gyron Junior con un compresor axial y álabes soldados para refrigeración por aire, mientras que las álabes de refrigeración del Bristol se utilizaban en el motor BE.52 provisto de cuatro toberas giratorias para proporcionar el empuje o la sustentación y entró en funcionamiento en 1959. La compañía Rolls-Royce fue la pionera en la construcción de motores a reacción simples y ligeros para aviones de despegue y aterrizaje vertical (STOL).

La Westinghouse desarrolló su X19 (J30) en el 24C, que fue construido en gran número bajo la denominación de J34 con un empuje cercano a los 1.475 kgs.; el J40, de mayores dimensiones, fue un total fracaso, haciendo que la Westinghouse abandonara sus proyectos de propulsión de aviones, si bien el J34 aún presta servicios en las góndolas de incremento de propulsión en el Lockheed P-2 Neptune y en el Fairchild C-119. Wright, por su parte, también se mostró incapaz de competir y esta orgullosa firma desapareció de escena. Pero en Europa un motor axial absolutamente



El Dassault Mirage 50 conserva la misma célula básica de la serie Mirage III/5, pero su motor es el turbojet SNECMA Atar 9K-50 que también equipa al Mirage F-1. Esta potente planta motriz representa un incremento de empuje del 16 por ciento respecto al proporcionado por el Atar 9-C que equipa a los Mirage III.



Lockheed P-2 Neptune, que aún sigue en producción en Japón por Kawasaki, está propulsado por dos turbohélices General Electric T-64-IHI-10E, con inyección de agua y metanol. La versión japonesa, P-2J, incorpora en soportes subalares dos turborreactores Ishikawajima-Harima J3-IHI-7C.

común, basado en los diseños BMW de la época de la guerra, fue llevado a fase de producción en 1954 por la compañía francesa SNECMA con la denominación de Atar 101C de 2.813 kgs. de empuje. Posteriormente volvió a ser desarrollado como Atar 9C de 6.400 kgs. de empuje con posquemador y desde 1959 ha sido fabricado para los Mirage III y 5.

En la Unión Soviética, Vladimir Klimov perfeccionó el turborreactor centrífugo VK-1 a partir del Bristol Nene, y produjo una serie absolutamente nueva de motores axiales de un solo eje designados como AM-5, AM-9, y RD-9 para los Mikoyan MiG-19, Yakovlev Yak-25 y otros aviones de caza. Arkhip Lyulka produjo la serie AL-7, un motor considerablemente más potente que el anterior, con un empuje de 9.980 kgs. y provisto de posquemador. Alex Mikulin fue el responsable del mayor y más robusto AM-3 (RD-3), un motor de un solo eje con un empuje de casi 9.525 kgs. y montado en el bombardero Tu-16 y en el avión civil de línea Tu-104, y Sergei Tumansky produjo el R-11 para el caza interceptor MiG-21 que entró en producción en 1956 con un empuje de 5.100 kgs.

Para esta época, la marina y las fuerzas aéreas de los Estados Unidos estaban interesadas en un sistema de turborreactor que extraía la energía de un reactor nuclear pero, aunque se destinaron cuantiosos fondos para financiar dicho proyecto, este programa de propulsión nuclear fue abandonado antes de que ninguno de los sistemas proyectados pudiera llegar a probarse. Del mismo modo, un proyecto pos-

terior para la utilización de combustible de alta energía (llamado "zip") basado en un compuesto de boro e hidrocarburo fue suspendido en agosto de 1959, si bien el motor con combustible zip, el GEJ93, fue continuado y, utilizando queroseno especial voló a una velocidad de Mach 3 en el North American XB-70 en 1964.

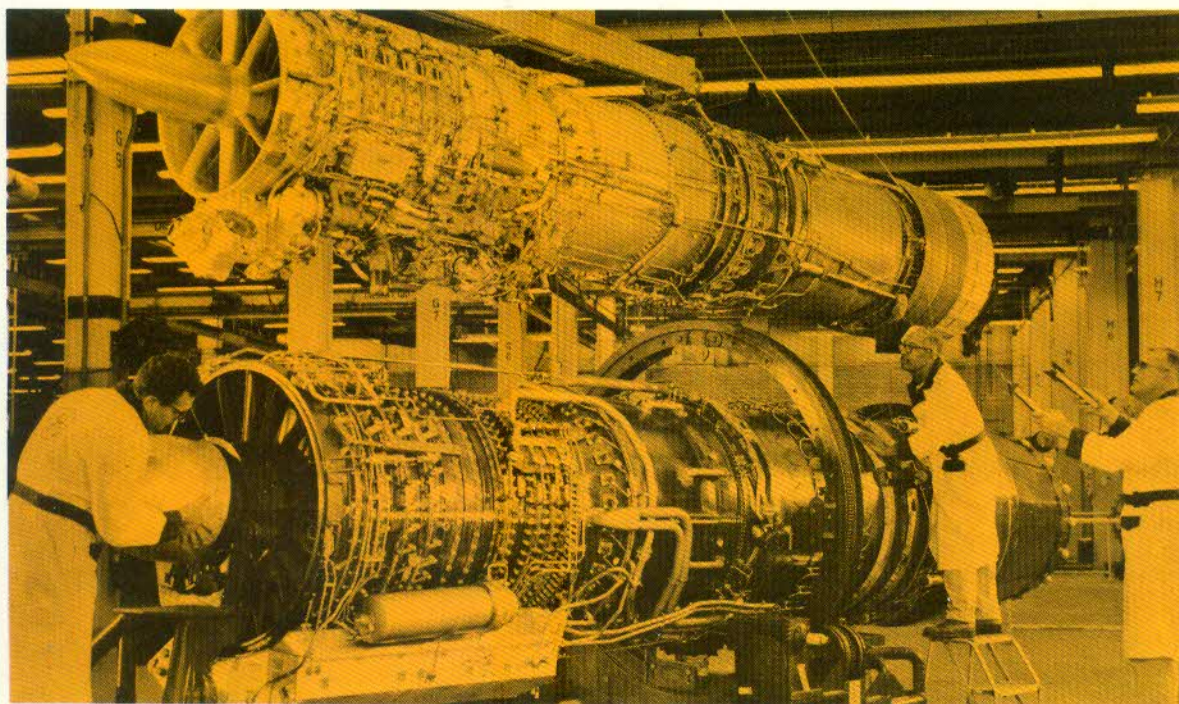
Turbohélices de los años 50

Bristol, que se inició tardíamente en el campo de las turbinas de gas en Inglaterra, proyectó un complejo turbohélice en 1942 que presentaba compresores axiales y centrífugos, combustión de flujo invertido (el aire entraba por la parte posterior y salía por delante) y un intercambiador térmico para mejorar la economía extrayendo el calor que de otra manera se perdería en las emanaciones. Este motor comenzó a funcionar en 1945 como Theseus y fue desarrollado posteriormente en el Proteus de 4.500 hp, del cual aún se hallan en activo unos pocos en los modelos Britannia de la Bristol, otros muchos sirven en embarcaciones rápidas y en otras aplicaciones para vehículos de superficie. El Python de 4.000 hp de la Armstrong Siddeley, que propulsó al caza Westland Wyver desde 1953 a 1957, fue el único producto de los esfuerzos destinados a la fabricación de un motor axial comenzados en Farnborough por Griffith casi 30 años antes. Por contraste, la Rolls-Royce, en 1945, produjo rápidamente un sencillo turbohélice a partir del sobrecompresor de un motor Griffon a



pistón para construir el compresor, y añadiendo una cámara de combustión, una turbina y una caja de engranajes. El resultado fue el Dart, posiblemente el motor inglés de mayor relación coste/eficacia. Aún se halla en plena producción después de 30 años, habiéndose entregado más de 7.000 unidades. Por el contrario, los turbohélices Napier fueron abandonados después de que el Eland de 2.800 hp se encontraba prestando servicio en aviones militares y civiles, si bien el Gazelle de aproximadamente 1.650 hp sobrevivió como turboeje de helicópteros apoyado por la Rolls-Royce.

En los Estados Unidos, Allison consumió varios años antes de obtener un turbohélice fiable pero, hacia 1956, entró en producción el T56 (para uso civil, Modelo 501) destinado al transporte militar Hércules C-130 de la Lockheed y para el avión civil Electra. Motor de un solo eje, llevaba la caja de engranajes de la hélice sobre largos montantes frente a la sección impulsora, y el C-30, el Lockheed P-3 Orion, el Grumman Hawkeye y otros programas han demostrado ser tan efectivos que esta unidad motriz de 4.000 hp aún se halla en producción, superando la cifra de 10.000 los entregados. En el otro extremo de la escala, la Allison produjo el Modelo 250 (T63) en 1959 para hacer frente a la necesidad de contar con un motor simple de 250 hp; este mismo motor ha llegado a nuestros días con una



Los ingenieros trabajan en el J93 de la General Electric, diseñado para el B-70 de Mach 3. Sirviendo como modelo de escala se aprecia un J79 de Mach 2.



Foto izquierda:

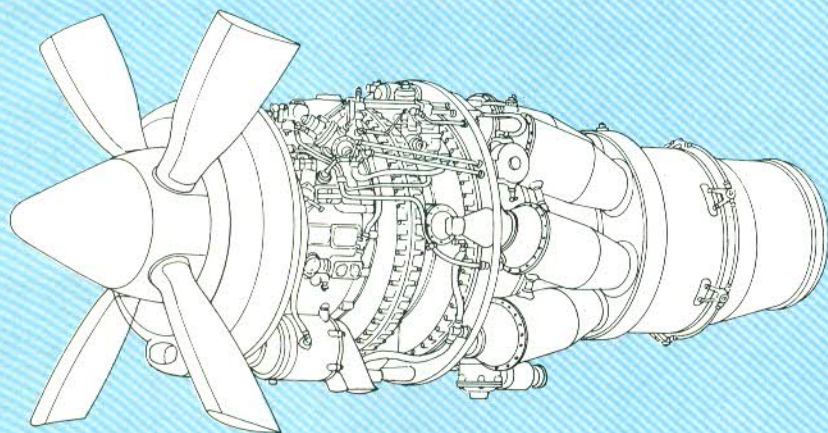
A punto de despegar, este Mirage IIIE español es un ejemplo típico de las múltiples variantes del Mirage.

Uno de los primeros aviones de combate supersónicos del mundo, el MiG-19, ha sido producido en China bajo licencia.

potencia que oscila entre los 350 y los 650 hp. El motor aún se produce para helicópteros y aviones ligeros, habiéndose entregado también más de 10.000 unidades. La GE produjo el T58 en 1957 como motor de helicóptero de 1.000 hp y sigue produciéndose con varios miles de unidades entregadas (algunos fabricados por la Rolls-Royce como motor Gnôme) con una potencia de hasta 1.800 hp. La compañía Garret Airesearch fabricó alrededor de 25.000 pequeñas turbinas de gas que no volarían hasta producirse el TPE331 de 600 hp (T76), un turbohélice de un solo eje, con compresores centrífugos en tándem. Este turbohélice aún se halla en producción con una potencia de 1.000 hp. En el año 1959, la compañía Pratt & Whitney Canadá lanzó el motor de turbina libre PT6 de 578 hp (al igual que los turbohélice Bristol dispone de una turbina que acciona el compresor y una turbina libre que acciona solamente el eje de salida); en la actualidad existen 20 versiones incluyendo turbohélice de hasta 1.200 hp, motores de helicópteros como unidades simples y dobles, modelos para servicios auxiliares, trenes, barcos y otras aplicaciones. Solamente la producción destinada a la propulsión aérea alcanza a las 2.350 unidades por año, para más de 1.300 clientes.

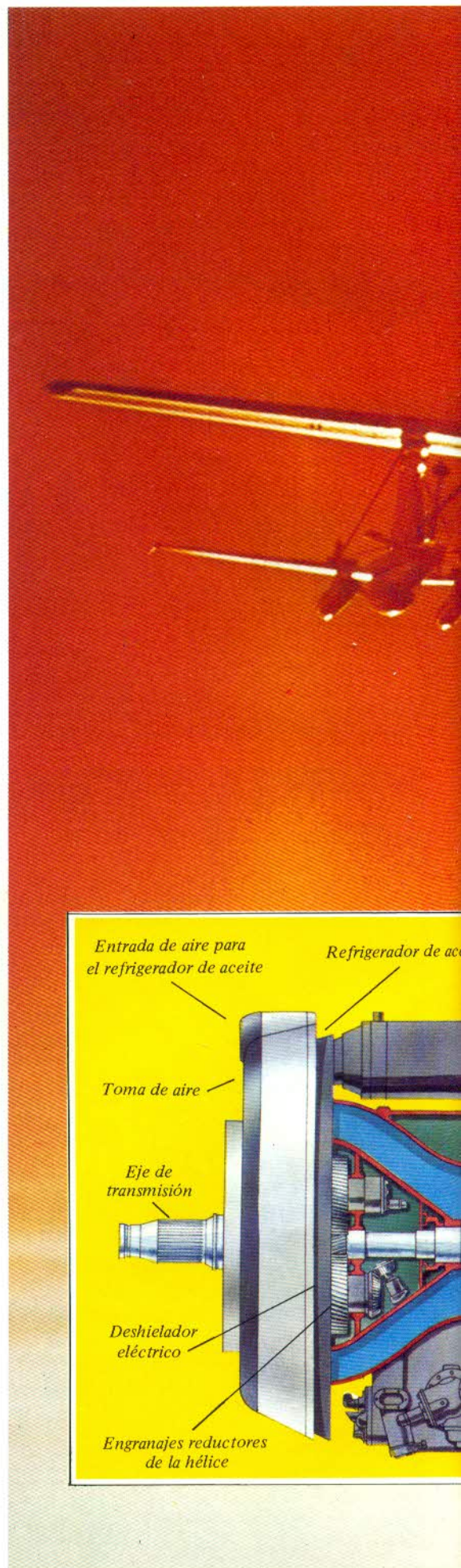
En 1946, Pratt & Whitney comenzó a desarrollar del gran motor PT-2 de un solo eje que voló, en 1950, instalado en el morro de un Boeing B-17, finalmente, entró en producción para el Boeing C-133 como el T34 de

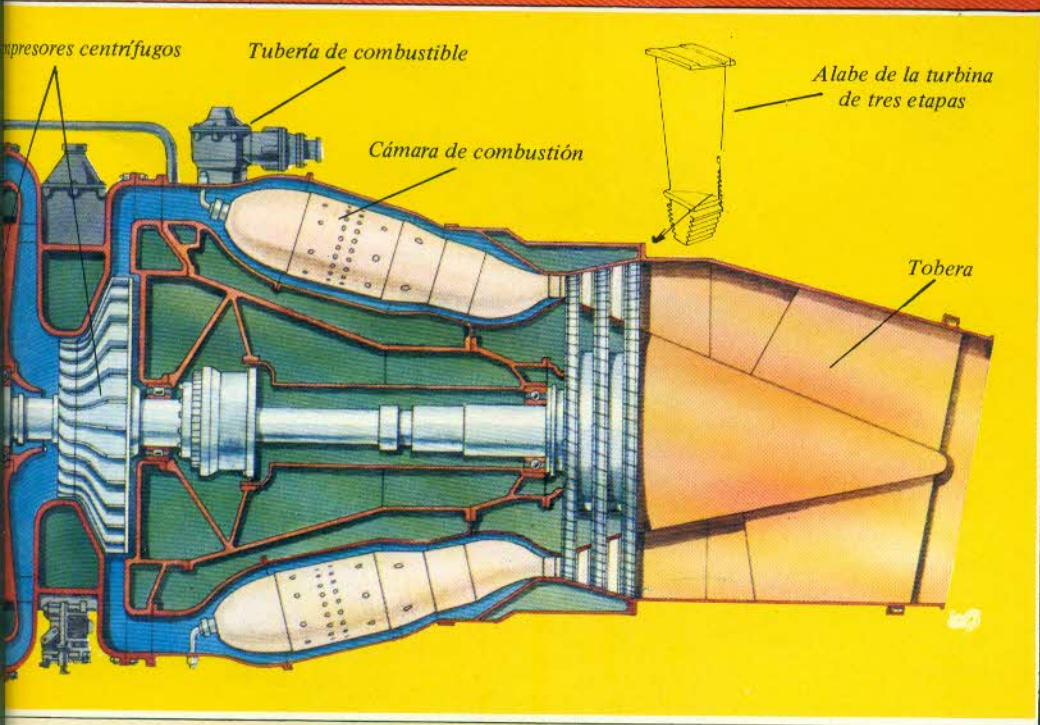
El primer turbohélice del mundo que entró en servicio, El Rolls-Royce Dart, aún se halla en producción. El pequeño boceto muestra una hélice con hojas cortas y biseladas.



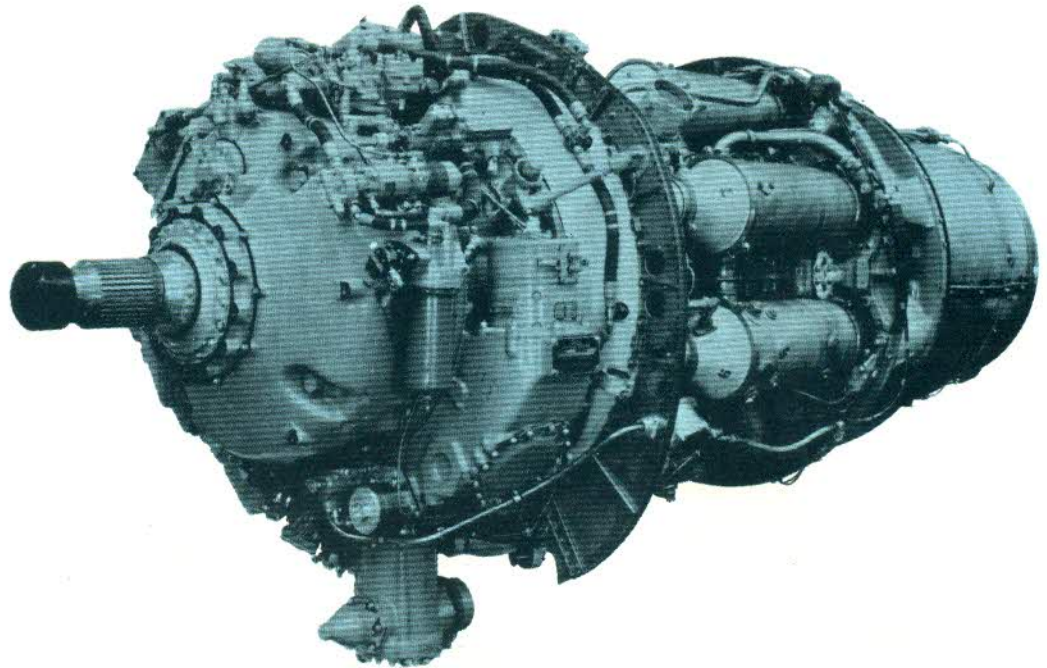
7.500 hp. El motor RB.109 de doble etapa de la Rolls-Royce se transformó en el Tyne de 6.100 hp, y aún se halla en producción limitada por un consorcio europeo para la Transall y se utiliza en muchos otros aviones. Una planta motriz aún más poderosa es el NK-12M soviético, diseñado principalmente por técnicos alemanes que trabajaban bajo la dirección de Nikolai Kuznetsov en el período comprendido entre 1947 y 1952. Producía alrededor de 14.800 hp para el Tupolev Tu-95, Tu-114 y Tu-126. Turbohélices soviéticos más pequeños incluyen los AI-20 de 4.000 hp y AI-24 de 2.500 hp diseñados por Alex Ivchenko, siendo ambos motores de un solo eje, mientras

Gráfico derecho: Utilizado todavía en buques de guerra y en hovercrafts, el motor Proteus de 400 hp disponía de inversor de empuje. Este modelo Mk 765 propulsa al Bristol Britania, muchos de los cuales aún vuelan.





El incremento en el desarrollo de los aviones sin piloto, o de control remoto (RPV, Remote Controlled Vehicle) se ha visto acuciado por la necesidad de ellos para misiones operativas. En la foto, un Lockheed C-130A Hercules transporte, en un soporte subalar, un RPV Model 147. Tras llegar a la zona de operaciones, el Hercules lanzará, guiará y recuperará al RPV; el único de control remoto habrá ampliado una misión de reconocimiento fotográfico.

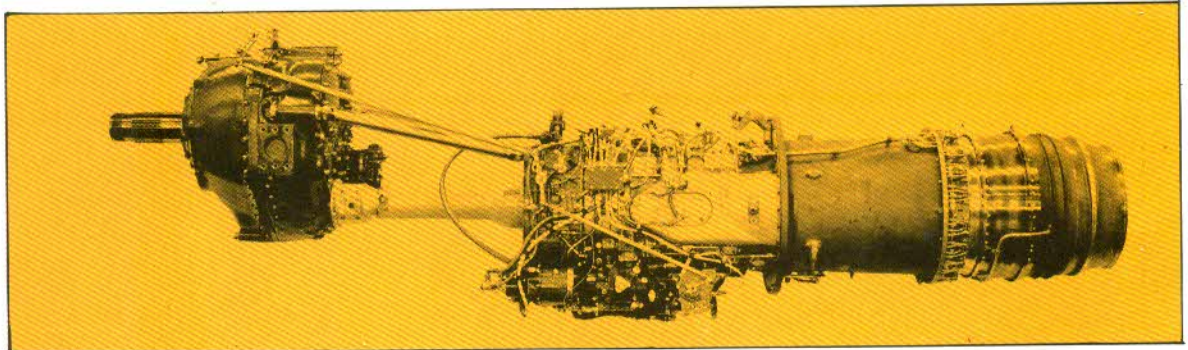


*Vista 3/4 frontal del Proteus
Mk 765*

que las unidades de turboprop para helicópteros incluyen el Isotov TV2 de 1.500 hp y el Soloviev D-25V de entre 5.500 y 6.500 hp. Estos dos últimos tienen turbina libre en la sección trasera.

La Armstrong Siddeley desarrolló el Mamba de un solo eje transformándolo en el Double Mamba, con un registro de hasta 3.875 hp y con capacidad para operar con su sección motriz cerrada y con su hélice (delante o de-

trás de una unidad coaxial doble) biselada. Pero con mucho el mejor fabricante europeo de pequeñas turbinas de gas ha sido Turboméca, que desde 1952 ha vendido 15.000 motores en 94 países, además de 12.000 unidades construidas bajo licencia, principalmente por medio de Teledyne CAE en Estados Unidos. Los motores de eje más vendidos incluyen la planta motriz Artouste para helicópteros (de 400 a 600 hp), el turboprop/turbohélice Astazou



*A diferencia del Proteus,
el Allison T56 se encuentra
todavía en plena producción.
Obsérvese, a la izquierda,
engranajes reductores que
impulsan la hélice.*



*Durante 25 años, el Hércules
C-130 de la Lockheed ha sido
producido con turboprop T56.*

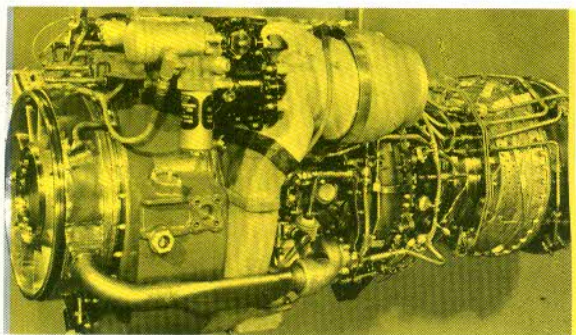


Foto izquierda:
El T700 de 1.500 hp de la General Electric cuenta con ventas aseguradas en amplios mercados militares.

(de 550 a 1.200 hp), el turbohélice Bastan (de 1.000 a 1.400 hp) y la turbina libre Turmo (de 1.400 a 1.600 hp). También están el nuevo Arriel de 650 hp y el Makila de 1.800 hp.

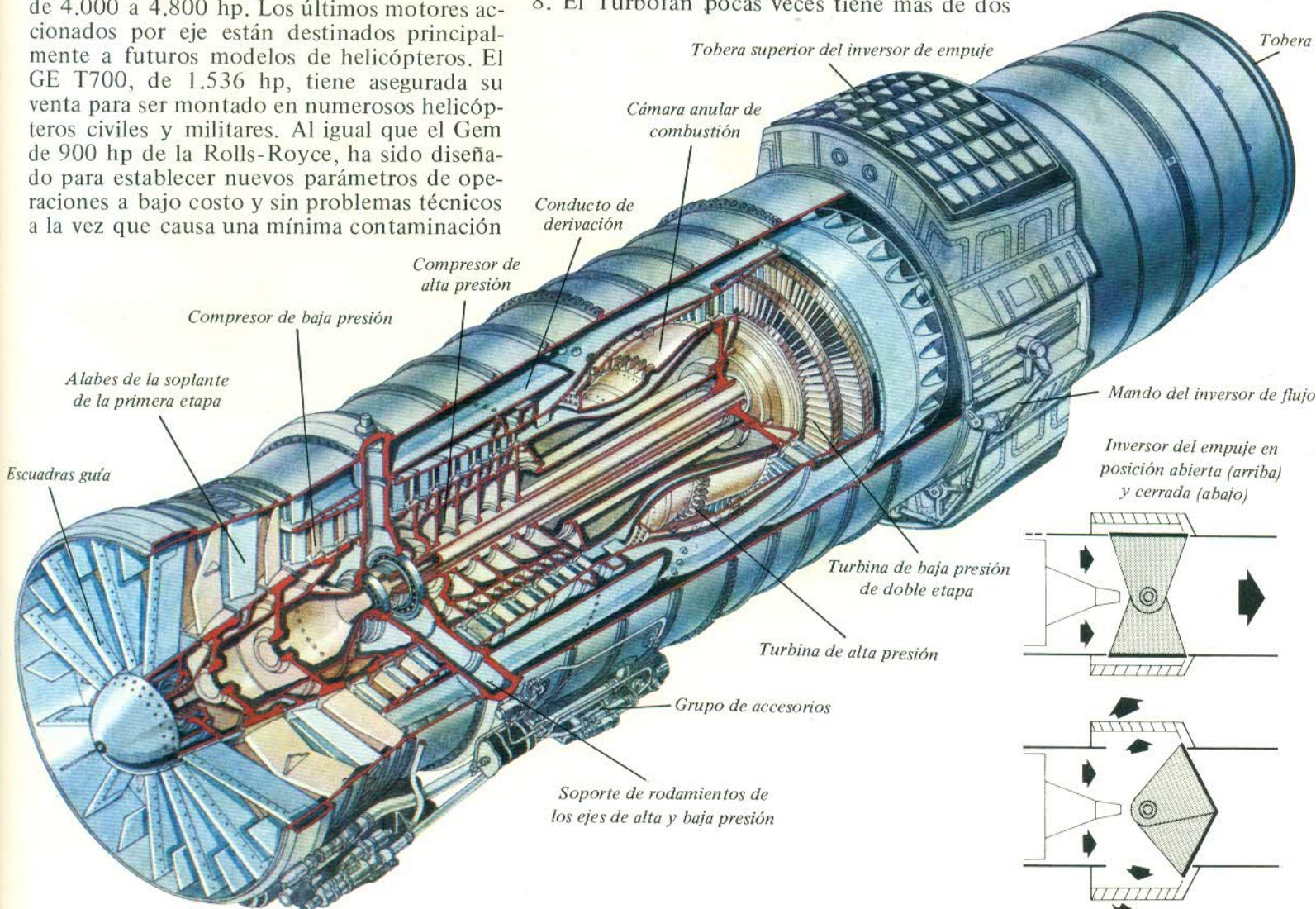
El trabajo de los alemanes entre 1949 y 1954 llevó a la construcción del motor a turbina libre Avco Lycoming T53, desarrollada desde entonces de 650 a 1.800 hp y utilizado en numerosos helicópteros, V/STOL de ala fija y aeroplanos movidos por turbohélice; hasta hoy las ventas de este motor han excedido las 18.000 unidades. El T55 (LTC4) comenzó desarrollando 2.400 hp y actualmente se halla en producción con un registro de 4.600 hp. Pratt & Whitney añadió una turbina de libre salida a un pequeño turborreactor, el J60 de 1.361 kgs. de empuje, para producir el JFTD12 de 4.000 a 4.800 hp. Los últimos motores accionados por eje están destinados principalmente a futuros modelos de helicópteros. El GE T700, de 1.536 hp, tiene asegurada su venta para ser montado en numerosos helicópteros civiles y militares. Al igual que el Gem de 900 hp de la Rolls-Royce, ha sido diseñado para establecer nuevos parámetros de operaciones a bajo costo y sin problemas técnicos a la vez que causa una mínima contaminación

ambiental (lo que significa menor nivel de ruido y una producción de calor también menor, circunstancia ésta que dificultará la acción de misiles enemigos). La GE está produciendo un T58 de mayores dimensiones, el T64 de 2.800 a 4.400 hp, en forma tanto de turbohélice como de turboreactor, mientras que AiResearch ha abandonado la categoría de 240 a 470 hp dentro de la que había construido algunos prototipos. La Avco Lycoming, sin embargo, ha cuidado especialmente la producción de turboreactores LTS101 de 600 a 650 hp y turbohélices LTP101, los que junto con los motores Allison aparecen como los rivales más peligrosos de la Turboméca con vistas a futuros helicópteros y aviones ligeros.

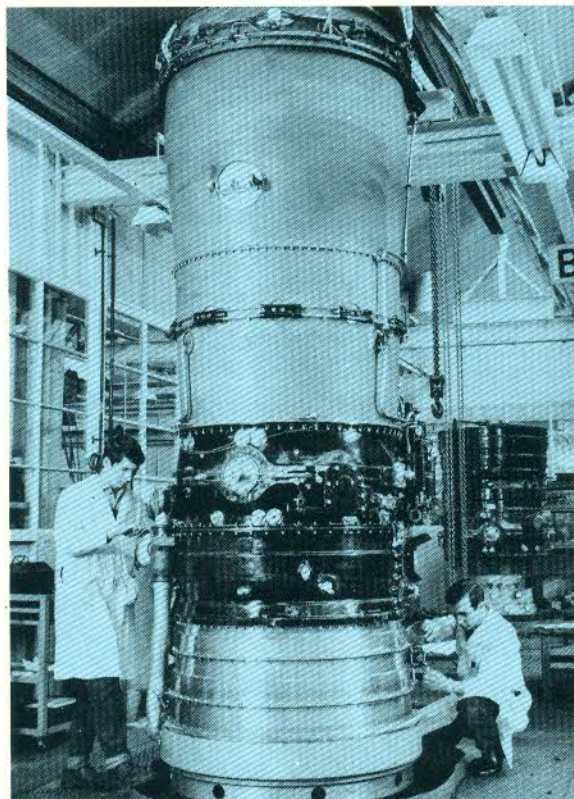
Modernos motores a reacción

La expresión motor a reacción incluye cohetes, estatorreactores, turborreactores, turbofan y una categoría intermedia que recibe el nombre de motores a reacción de doble derivación. En la mayoría de los modernos turbofan, especialmente los destinados a aviones subsónicos, la relación de derivación (proporción de aire frío desviado alrededor del núcleo hacia el núcleo de flujo caliente) es raramente menor de 3 y tal vez llega a los 5,5 o hasta los 8. El Turbofan pocas veces tiene más de dos

En el pasado los motores soviéticos han sido muy conservadores. Este Kuznetsov NK 8-4 se encuentra dentro de la clase de los primeros Conway R-R.

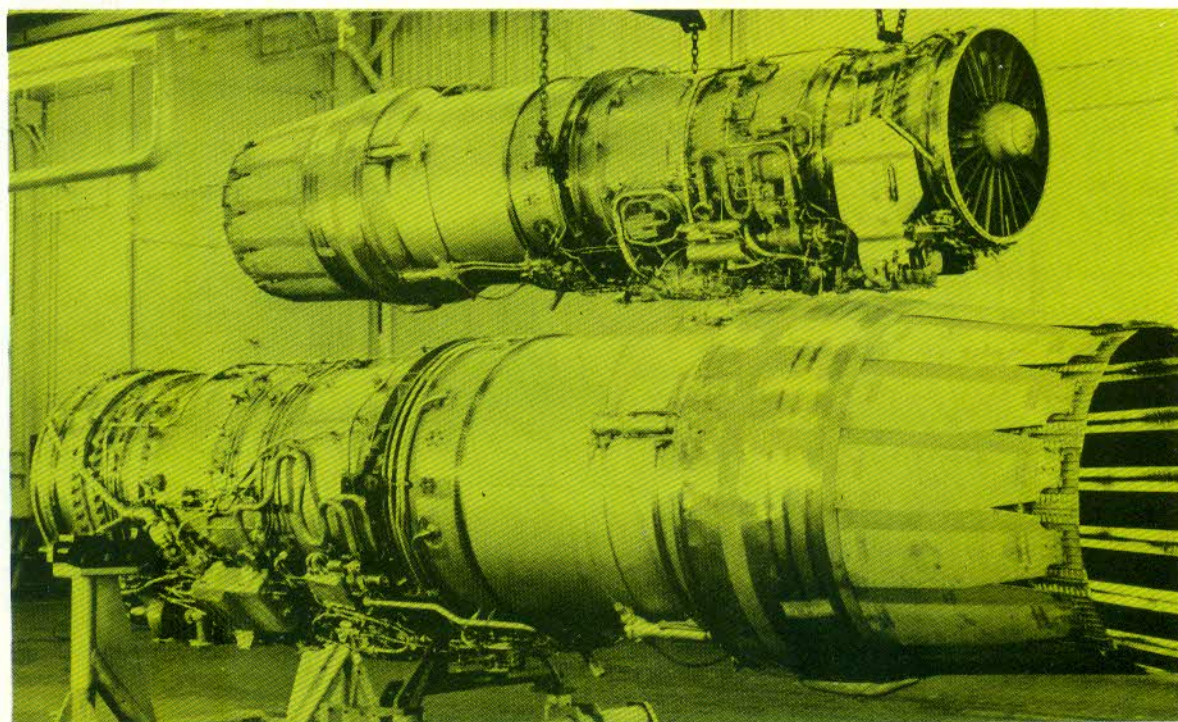


Los turbofan Conway, de la Rolls-Royce, estaban entre los primeros motores ensamblados verticalmente. Cuando éste haya sido "vestido" su aspecto será muy distinto.



4.990 kgs.; entró en producción con 6.805 kgs. y entro en servicio civil y militar con un empuje que oscilaba entre los 7.940 y 10.205 kgs. Las versiones posteriores disponían de una proporción de derivación elevada a 0,6. Este fue el primer turbofan acoplado a un avión comercial, el primer motor con álabes de refrigeración montado en un avión de línea y el primer motor de aviación que alcanzó las 10.000 horas de vuelo entre revisiones. El Conway alentó a Pratt & Whitney para producir una precipitada transformación del JT3C, el JT3D con tres etapas de compresión reemplazadas por dos y con una etapa extra en la turbina LP. Mediante la temeraria elección de una proporción de derivación de 1,5 esta transformación superó al Conway y el JT3D aún se halla en producción con más de 8.500 unidades entregadas y con un empuje de hasta 9.528 kgs. El Conway también provocó la fabricación de los motores soviéticos Ivchenko AI-25, Kuznetsov NK-8 y Soloviev D-20 y D-30, todos ellos con relaciones de derivación inferiores a las que se elegirían en la actualidad.

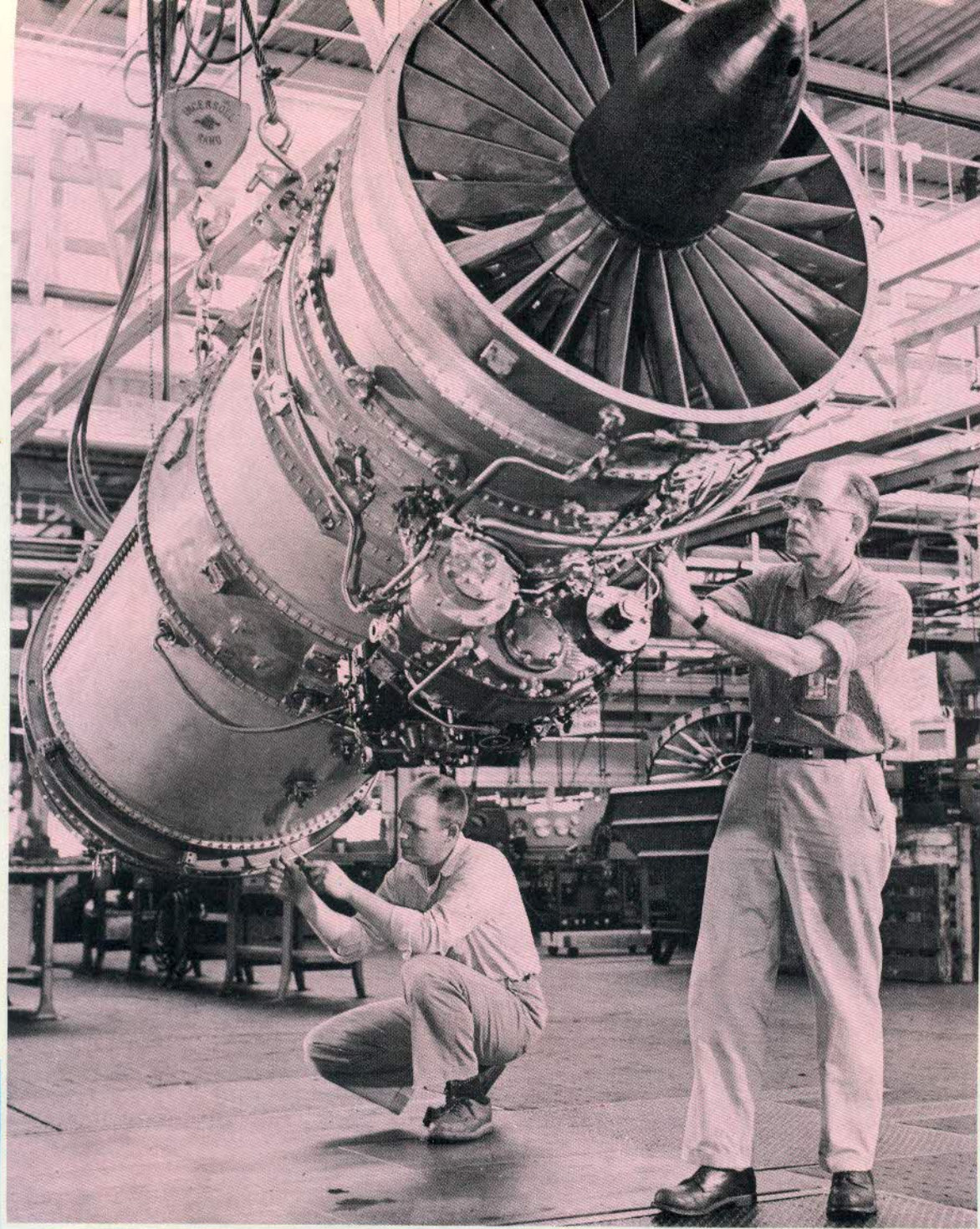
La siguiente generación después del Conway y el JT3D fueron los pequeños Rolls-Royce Spey y Pratt & Whitney JT8D, ambos



Virtualmente idénticos, los turbofan Pratt & Whitney F-100 de dos ejes impulsan a los cazas F-15 y F-16. El ejemplar más próximo, muestra la tobera de perfil variable del posquemador.

etapas, y normalmente sólo una; en un motor pequeño está impulsada por un engranaje reductor. El motor de derivación posee una proporción de derivación de menos de 1; se trata fundamentalmente de un turboreactor de dos etapas y con álabes ligeramente más grandes en el rodete LP, o sobre las primeras tres o cinco etapas de ella. La compañía Rolls-Royce fracasó en su intento de seleccionar la correcta proporción de derivación a comienzos de la década de 1950 y lanzó el reactor de derivación Conway con una proporción de sólo 0,3. Este motor fue diseñado para un empuje de

proyectados como motores civiles con relaciones de derivación cercanas a 1, las relaciones de presión cercanas a 18 y volúmenes de flujo (máximo flujo de aire en el momento de despegue) de aproximadamente 93 kg/seg. para el Spey y 145 kg/seg. para el JT8D. Ambos han sido construidos en extenso número, y el motor americano se ha desarrollado gradualmente desde 6.350 kgs. a 7.260 kgs. de empuje y el Spey se ha incrementado de 4.470 a 5.445 kgs. con Mach 2 en su versión militar y logrando un empuje de 9.300 kgs. con posquemador. Los modelos mejorados de ambos



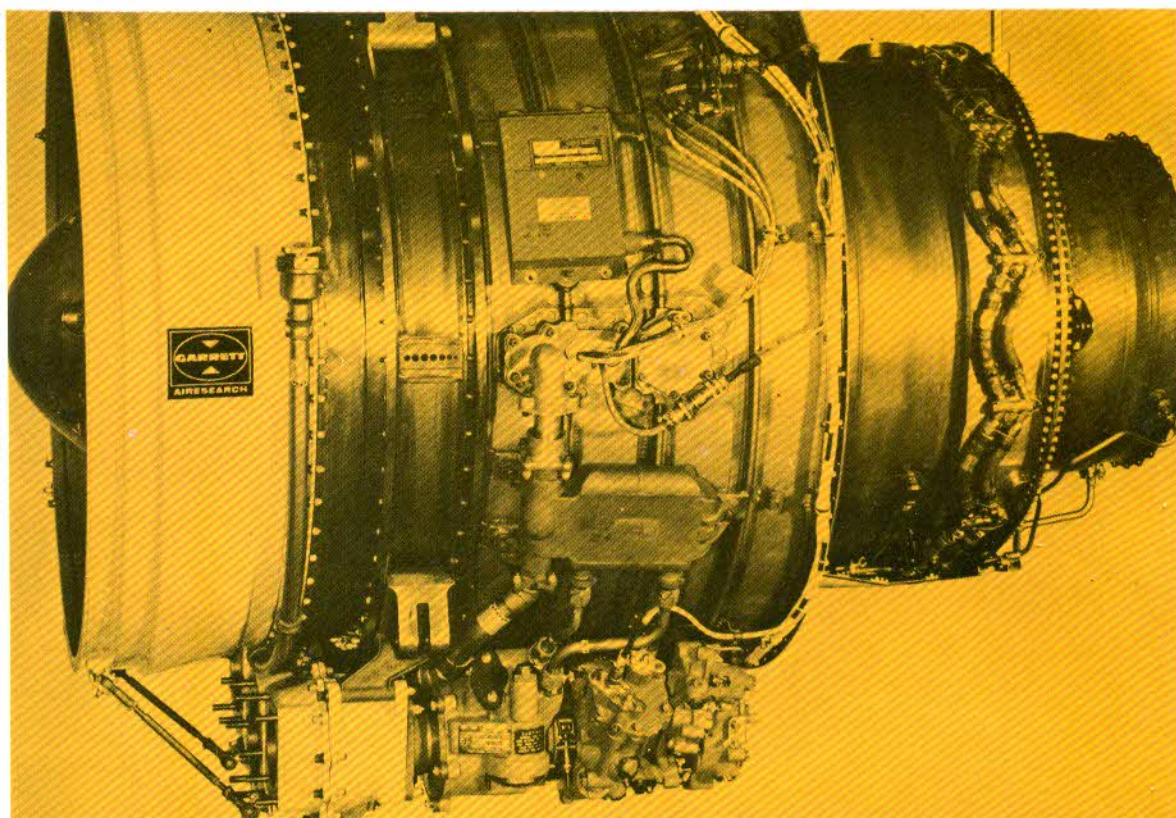
El motor extremadamente simple Pratt & Whitney JT8D se ha convertido en el motor de avión de línea más ampliamente utilizado. Con un empuje de 6.500 a 8.500 kgs. brinda la fuente motriz a los Boeing 727 y 737, al DC-9, al Mercure y a los Caravelle.

El Boeing 707 ha sido uno de los primeros reactores comerciales del mundo, utilizado ampliamente en versión militar, conocida como C-135. En su variante más reciente, la 320C, utiliza cuatro reactores turbofan Pratt & Whitney JT3D-7 de 8.550 kg. de empuje.



motores disponen de un empuje cercano a los 7.713 kgs. con fan mayores de una sola etapa (del tipo que debían haber tenido al principio) alcanzando una relación de derivación de casi 2, aminorando drásticamente el nivel de ruido y el consumo específico de combustible. En una era de crecientes costos de desarrollo, la rectificación de viejos motores se está volviendo más atractiva que el diseño de nuevos modelos.

en el eje LP, con tres o cuatro etapas de compresor LP, con una relación de derivación cercana a 5 y con un rodete HP de 11 etapas que proporcionaba la más modesta relación de presión de 21 a 24. Se producen empujes que oscilan entre 19.504 y 24.040 kgs. En Inglaterra la Rolls-Royce ha elegido tres ejes en el motor RB.211-22 (fan de una sola etapa, presión intermedia de 7 etapas (IP), y LP de 6 etapas) con una relación de presión de 25 para

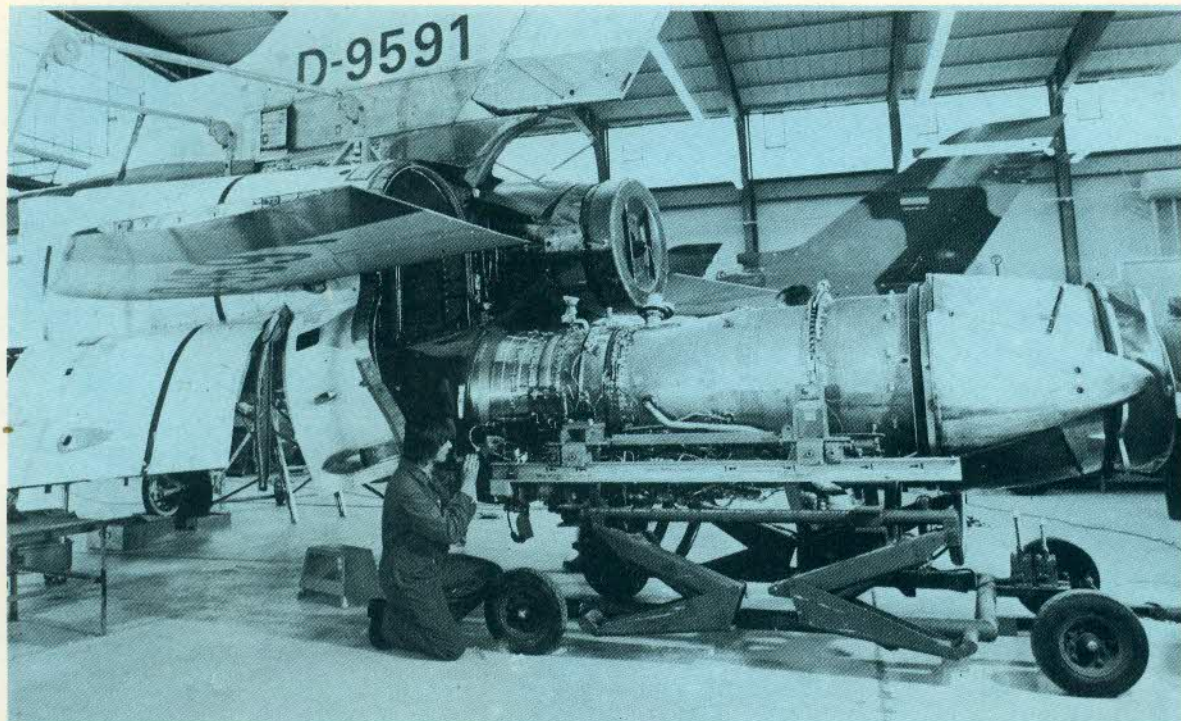


Con un empuje de 1,361 a 1840 kgs., el TFE731 de la Garret AiResearch es un reactor comercial típico y un motor de instrucción. El gran fan está accionado por un engranaje reductor de modo que existe una estrecha afinidad con los turbohélice.

Los primeros turbofan de alta relación de derivación (HBPR) provenían del avión de carga Lockheed C-5A de las fuerzas aéreas norteamericanas. La GE obtuvo el contrato de propulsión del C-5A con el TF39 de 18.780 kgs. de empuje. Se trataba de un diseño atrevido con una relación de derivación de 8, reflejado en la modesta velocidad de 815 km/h. del C-5A, una etapa de fan de 1,25 y un compresor de un solo rodete y de estator variable que alcanzaba los 16,8 en 16 etapas, con una relación total de presión de 26,04. A partir de este motor, la GE desarrolló el CF6-6 para el DC-10 de uso civil fabricado por la McDonnell Douglas, con un empuje cercano a los 18.145 kgs., una relación de derivación de 5,9 y una relación de presión de 28,1. Al agregar etapas en la sección propulsora detrás del fan, con entradas de derivación variable, se obtuvo la serie CF6-50 que han sido utilizados en el DC-10-30, el A300B de la Airbus Industrie y en algunos Boeing 747. Estos motores han incrementado el régimen de aire en el núcleo, brindando una relación de derivación de apenas 4,4 pero con una relación de presión de 31,5 y un empuje que oscila entre los 22.680 y los 24.500 kgs. La compañía rival, Pratt & Whitney, produjo el JT9D con un fan rotativo

menor número de etapas y con mejor nivel de manejo. La Rolls desarrolló posteriormente un nuevo núcleo de alto flujo en el RB.211-524 dando mejores resultados que cualquier otro motor rival con empujes que iban desde los 19.960 a los 24.500 kgs., y con un amplio margen de empuje extra durante la trepada y el vuelo de crucero. Todos estos grandes motores han tenido éxito, y todos están compitiendo intensamente para obtener jugosos beneficios durante los próximos 20 años.

Para satisfacer una obvia necesidad de motores más pequeños, la compañía americana General Electric y la francesa SNECMA están produciendo conjuntamente el CFM International CFM56, que lleva el núcleo del motor de bombardeo supersónico GE F101, una unidad motriz notablemente avanzada que opera a alta presión y elevadas temperaturas, provista de un nuevo fan SNECMA que proporciona una relación de derivación de 6 y un empuje que oscila en los 9.980 kgs. Pratt & Whitney, con socios en otros países, está trabajando en el motor más conservador JT10D, con un empuje de entre 11.115 y 12.250 kgs. y proyectado también con álabes cortos para hacer frente a la necesidad de un avión que exige un empuje de aproximadamente 8.620 kgs. Den-

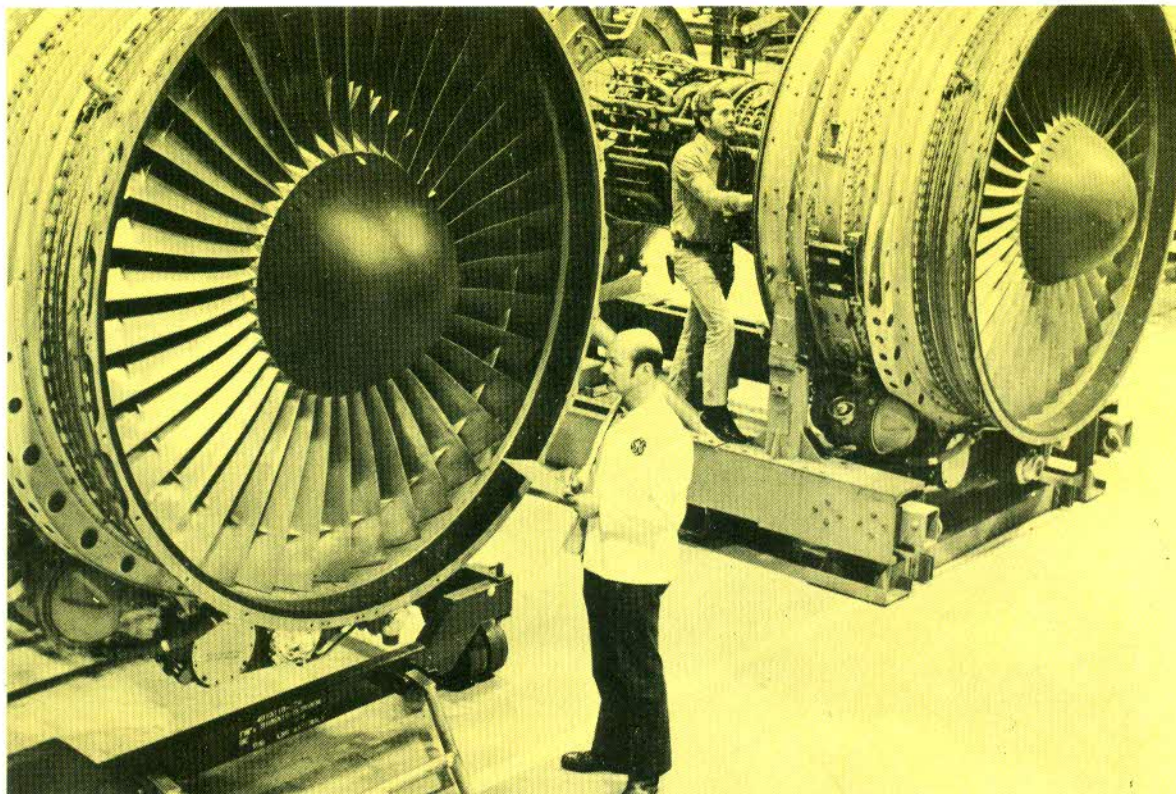


Diseñado por Rolls-Royce y construido por una sociedad constituida por la compañía MTU de Alemania occidental y la Fiat italiana, el Turbo-Union RB.199 era en 1977 el motor de combate más moderno. Su primera aplicación fue la propulsión del Panavia Tornado.



El F-15 Eagle de la McDonnell Douglas es un ejemplo típico de los modernos aviones de caza,

Turbofans CF6-50 de General Electric siendo preparados para su embarque en Cincinnati. Estos motores de 22.000 a 24.500 kgs. de empuje impulsan al Airbus A300, al Boeing YC-14, a la mayoría de los DC-10 y algunos Boeing 747.



El Jaguar International, una versión exportada a Ecuador y a Omán.



tro de categorías más pequeñas se encuentran el motor japonés FJR710 de 4.990 kgs. de empuje, el M45 de la Rolls-Royce con aproximadamente 3.402 kgs., el GE CF34 de cerca de 3.855 kgs. y el ALF502 de la Avco Lycoming de aproximadamente 2.950 kgs. Todos ellos disponen de eficaces núcleos y altas relaciones de derivación, pero sólo el M45 se encuentra en servicio comercial, si bien el CF34 es una versión del motor militar TF34 y la planta motriz Avco utiliza el comprobado núcleo del T55. En la Unión Soviética, el nuevo equipo de Vladimir Lotarev ha producido un avanzado motor HBPR, el D-36 dentro de la clase de motores de 6.350 kgs. de empuje.

Entre los motores militares, el líder indiscutible en Europa es el Turbo-Union RB.199, dos de los cuales propulsan al multifuncional Panavia Tornado. El RB.199 tiene tres ejes, un fan sumamente eficaz, un avanzado posquemador que duplica el empuje de 3.402 a 6.804 kgs. y una tobera variable muy eficaz. Un motor de dos ejes mucho más conservador

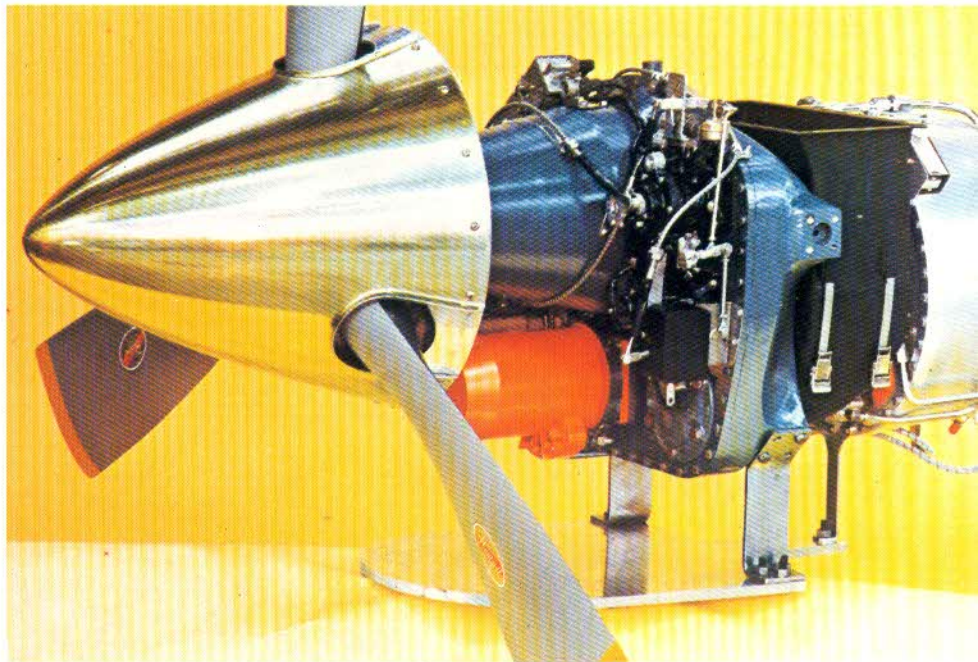
es el Adour de la Rolls-Royce/Turboméca, con un empuje de 2.395 kgs. en el Hawker Siddeley Hawk y de hasta 3.629 kgs. con posquemador en el SEPECAT Jaguar y en el FST-2 de Mitsubishi. Los motores que dominan la industria en los Estados Unidos son el poderoso F100 de Pratt & Whitney y el F404 de la GE. En la década de 1960 la compañía Pratt & Whitney produjo el turbofan TF30 para el F-111 de la General Dynamics, pero este motor no llegó a destacar hasta su versión final, el TF30-100 de 11.385 kgs. de empuje con posquemador, un motor que sólo pudo montarse en los últimos aviones. Por contraste, el F100 es un motor excelente a todo nivel, con un empuje de aproximadamente 10.890 kgs. con posquemador y con una relación de combate peso/empuje que supera sustancialmente la relación 1 a 1 en el bimotor McDonnell Douglas F-15 y en 1 monomotor F-16 de la General Dynamics. La relación de derivación es de aproximadamente 0,7, la relación de presión es de 23 y el consumo de combustible, las dimen-

siones y el peso son inferiores que en las versiones TF30 de menor empuje. El F404 es un turborreactor de menor relación de derivación y, al igual que el F-100, tiene una relación de peso/empuje cercana a 8. Es muy poco lo que se conoce de los nuevos y notables motores de fabricación soviética, pero técnicamente se están desarrollando con gran rapidez y no sería inteligente suponer, como posiblemente ha sido el caso hasta hoy, que su diseño representa solamente una copia de la generación anterior de motores occidentales.

Desde 1959, la GE ha obtenido un éxito considerable con el pequeño turborreactor J85 de un solo eje, del que se han producido más de 12.000 unidades, casi todos ellos para los aviones de instrucción T-38 de la Northrop y para los aviones de caza F-5. Este motor comenzó a servir con un empuje de 1.746 kgs. con posquemador y en la actualidad su empuje es de 2.268 kgs. Su éxito confirma la indudable vigencia de diseños antiguos pero de probada eficacia. El motor civil CJ610 se ha mostrado también como un motor ganador, con un empuje de aproximadamente 1.360 kgs., y con los clientes cuidadosamente protegidos por garantías posteriores a la adquisición del motor y recambios a precios también garantizados. Actualmente se hallan en servicio cerca de 2.000 de estos sencillos motores, más 800 CF700 de fan frontal y con un empuje de 1.928 kgs.; montados en algunos Dassault Falcon y Rockwell Sabre, aviones comerciales a reacción. Pero la compañía Garrett AiResearch ha copado un buen sector del mercado de motores a reacción con su excelente TFE731 de 1.588 kgs. de empuje y en el que la turbina HP acciona un compresor centrífugo y una turbina LP de tres etapas acciona un compresor de cuatro etapas como así también, a través de un engranaje reductor de 0,555, el fan de una sola etapa que dispone de una relación de derivación de 2,66. AiResearch también ha desarrollado un original motor a turbofan dentro de la categoría de los 2.268 kgs. de empuje, el ATF3, en el que todo el régimen de aire del núcleo es invertido dos veces. El aire del núcleo pasa a través del fan, que dispone de una relación de derivación de 3, luego pasa a través



RFB/Grumman American Fanliner lleva un motor Wankel moviendo una hélice entubada.

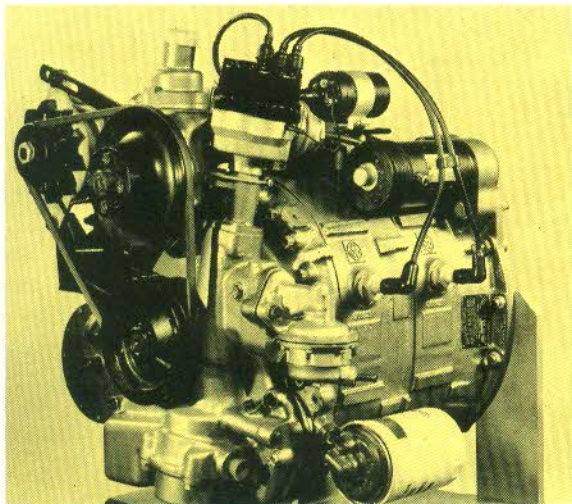


El turbohélice LTP 101 Avco Lycoming de 600-650 hp se utiliza en numerosos aviones ligeros.

del compresor IP de cinco etapas, y luego hace un giro hacia el interior de la sección trasera del motor donde se encuentra con el compresor centrífugo HP, que eleva la presión total a aproximadamente 24. Luego se dirige frontalmente hacia la cámara de combustión, a las turbinas HP, IP y LP, y finalmente da otro giro de 180° para salir por el régimen de aire del fan (derivación) a través de 8 grupos de escapes. Si bien el proceso es aparentemente complejo, el ATF3 ha demostrado ser un completo éxito. Después de algunos años de vuelo en aviones militares como XF104, en 1976 fue lanzado al mercado de la aviación civil en un nuevo modelo, el Dassault Falcon.

Modernos motores a pistón

Desde 1945, casi todos los motores a pistón han llegado desde los Estados Unidos y Europa oriental. Es especialmente triste que la famosa serie Gipsy de motores ingleses para aviones ligeros se haya colapsado, dejando en la actualidad el campo totalmente expedito en las manos de las excelentes compañías Avco Lycoming y Teledyne Continental. Durante la década de 1930, existían numerosas firmas americanas dedicadas a la fabricación de motores ligeros, incluyendo a Warner, LeBlond, Kinner, Jacobs, Ranger, Aeromarine, Menasco y Franklin. Estas compañías construían moto-

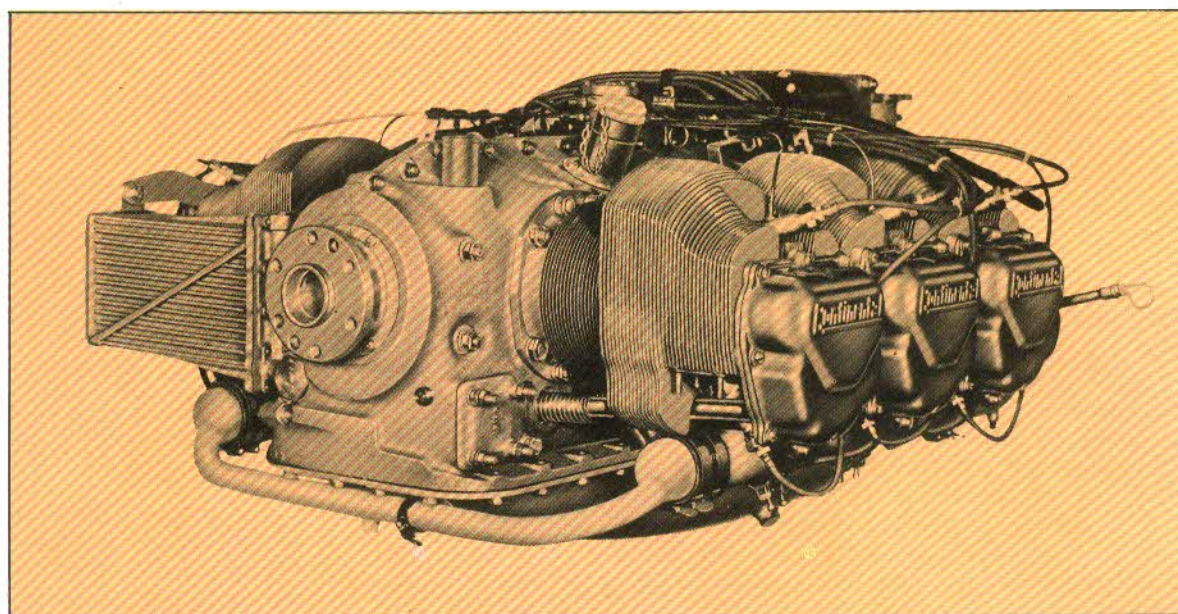


*Izquierda:
Motor Curtiss-Wright, del tipo rotativo Wankel.*

El Dassault Breguet Falcon 20 (Mistère 20) fue el primer avión comercial con turbofan.



El motor Teledyne Continental 10.520A, de seis cilindros opuestos horizontalmente con inyección directa de combustible y 285 hp de potencia.



res en configuraciones diversas, pero desde 1945 los motores de 4 o 6 cilindros dispuestos horizontalmente han acaparado casi el 95% de todas las ventas de motores ligeros, y casi todos ellos se habían originado en la Avco Lycoming y en la Teledyne Continental. Estos motores desarrollaban una potencia que oscilaba entre los 65 y 400 hp. En la actualidad, la mayoría de ellos cuentan con combustible a inyección y mecanismos de transmisión por engranajes, y con frecuencia pueden estar equipados también con turbocompresores. Muchos motores pueden instalarse de forma vertical en helicópteros, y los modelos más grandes pueden llevar un compresor de freón (diclorodifluorometano) para refrigerar la cabina en climas tórridos, o un sobrecompresor de presurización de la cabina.

Los grandes motores a pistón murieron lentamente, siendo particularmente prácticos en su aplicación civil y militar el Pratt & Whitney R-2800 y el Wright R-3350. Este último fue finalmente certificado en 1954 como Turbo-Compound, con su tubo de escape descargando en tres turbinas de alta velocidad dispuestas en 120° alrededor de la parte trasera

del motor. Esto añadía aproximadamente 1.000 hp al eje de la hélice, convirtiendo al motor de 2.500 hp en una económica planta motriz de 3.500 a 3.700 hp que, en el Douglas DC-7C y en el Lockheed L-1649, produjo finalmente verdaderos aviones de línea transatlánticos. Sólo tuvieron dos años de gloria antes de que los turbohélices y los turboreactores los barrieran prácticamente de la noche a la mañana.

En la actualidad, el principal depositario del motor a pistón es el mercado agrícola, que necesita un motor de "camión de granja" fuerte y económico que trabaje durante todo el día a nivel del mar. Otro mercado digno de atención es el de los helicópteros, pero destinado a motores de menor potencia, de aproximadamente 500 hp. Una proporción que se incrementa rápidamente dentro de la producción total de motores de aviación llega desde Polonia y Checoslovaquia. Ambos países producen motores de diseño propio y también soviético, cuidadosamente perfeccionados para ser montados en helicópteros y también para uso agrícola. Existen claras evidencias de que los motores de automóvil refrigerados por agua

y que producen entre 300 y 500 hp accederán muy pronto al mercado. Tampoco deberá descuidarse el gigantesco mercado de ultraligeros y de construcción amateur, si bien aún debe decidir si prefiere los motores de cuatro o de dos tiempos y se comenta que la refrigeración por aire explicará la proporción rápidamente decreciente del total. Este mercado también ha evidenciado un gran interés por el conocido motor de combustión rotatoria (RC), de tipo Wankel, en el que el pistón gira en lugar de oscilar hacia arriba y hacia abajo. La Curtiss-Wright en los Estados Unidos y varias firmas en Alemania y Japón están desarrollando motores RC destinados a la aviación.

Estructuras o Células

Los primitivos aeroplanos, fueron construidos principalmente con materiales tradicionales tales como las maderas de fresno, abedul, abeto y otras variedades duras; también se empleó el bambú y el acero (casi siempre en secciones delgadas en forma de tubos, o como placas de refuerzo en las juntas de madera) y pequeñas cantidades de aluminio que por entonces era un material nuevo y bastante costoso.

La estructura asumió la forma de varias partes unidas entre sí por medio de pegamentos, clavos o tornillos hasta formar un armazón sólido y ligero. Esta estructura se reforzaba mediante alambres tensados y las superficies aerodinámicas recubiertas con tela de buena calidad, como por ejemplo seda barnizada (los hermanos Wright comenzaron utilizando mu-

selina cruda) o lona de lino impermeabilizada.

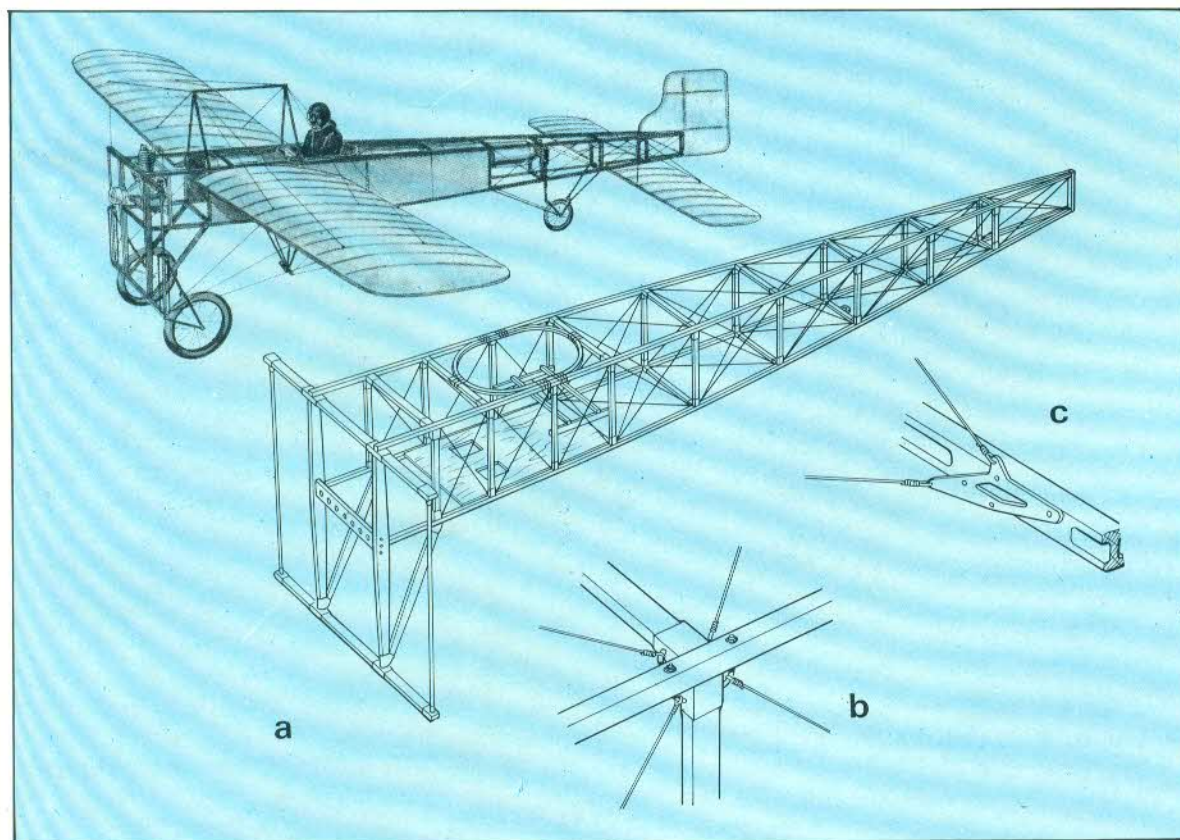
Desde un principio se hizo evidente que los principales elementos estructurales eran los largueros que constituían el ala de un extremo al otro. Estos largueros soportaban las mayores cargas y los puntos de tensión principales en la mayor parte de las alas y, por tanto, si uno de ellos se rompía podía provocar una verdadera catástrofe.

Los primeros largueros estaban contruidos de madera encolada y claveteada, normalmente de fresno, dispuesta en forma de caja o en "I". En cualquiera de los dos casos los puntos de tensión y compresión eran soportados por los tirantes de la parte superior e inferior, mientras que los tejidos eran las paredes verticales unidas a los tirantes.

A lo largo de los largueros se disponían las costillas emplazadas longitudinalmente (cuerda alar) y construidas ordinariamente con piezas de madera terciada, chapa de madera e incluso con tubos de acero o aluminio a fin de conformar el correcto perfil aerodinámico de la superficie de sustentación.

Los alambres o riostras interiores reforzaban el ala con el propósito de formar una sólida estructura antes de que se colocara el revestimiento. El fuselaje (el "puro") estaba constituido por una armadura de vigas reforzada con riostras, con una base compuesta por cuatro fuertes largueros de fresno o abeto unidos por puntales verticales transversales, aunque en algunas ocasiones se utilizaron tubos de acero como elementos de compresión.

La mayoría de los aviones que se fabricaron hasta 1935 eran biplanos, aun cuando en la Primera Guerra Mundial también se utilizaron triplanos y cuatriplanos. La utilización de



En la fotografía un Blériot XI, con los siguientes detalles:
(a) sección de fuselaje;
(b) junta típica entre el larguero y la estructura y (c) fijación al larguero alar de las riostras.

planos de sustentación superpuestos permitió el empleo de la clásica estructura de colmena celular con su combinación de ligereza y rigidez.

Hacia el año 1915 esta estructura había sido muy perfeccionada. Los montantes instalados entre los planos, que vinculaban los largueros de las alas superiores e inferiores, ya no tenían una sección constante sino que eran adelgazados en los extremos de modo tal que conseguían compromiso efectivo entre la resistencia, el peso, la resistencia al avance y la sencillez de su fabricación.

El alambre de piano de sección circular o riostra utilizado para reforzar la estructura había sido sustituido por el Rafwire (que recibió esta denominación de las iniciales de la Royal Aircraft Factory —RAF—) con sección lenticular (de bordes agudos y aplanados) y que por tanto ofrecía una menor resistencia al avance. Las riostras de este tipo, Rafwires, acostumbraban a “cantar” en el aire y la vibración condujo rápidamente a que experimentaran peligrosas roturas por fatiga hasta que se colocaron amortiguadores que, a menudo, adquirieron la forma de pequeñas “bellotas” de líneas aerodinámicas situadas en los sitios don-

de los cables se cruzaban.

Aparte de esto, normalmente se carecía de refinamiento aerodinámico y la estructura era considerada como una base sobre la cual suspender elementos tan poco aerodinámicos en su diseño como el motor, el depósito de combustible, los radiadores de agua y otros artefactos necesarios.

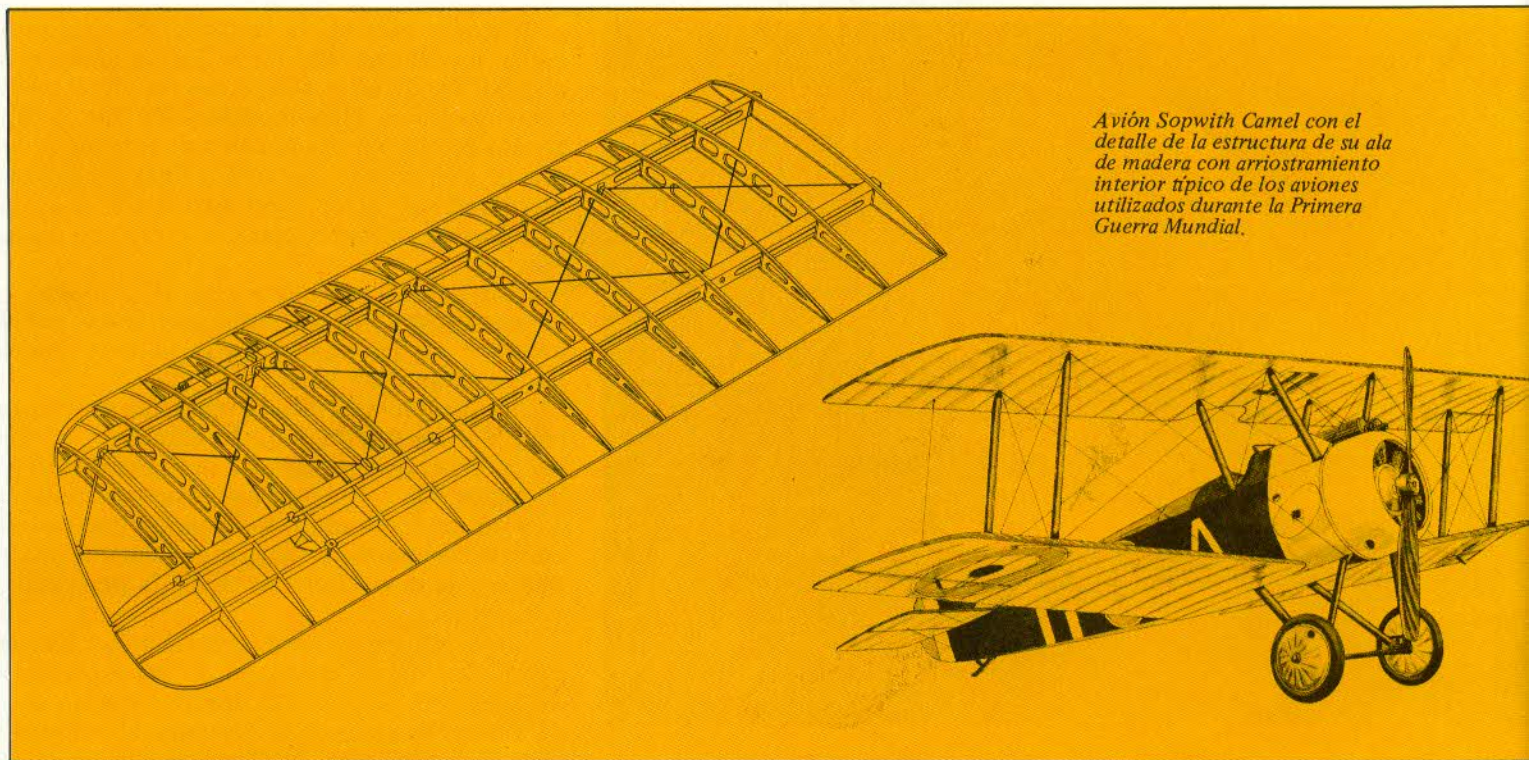
Hubo, no obstante, algunas excepciones notables como los Deperdussin franceses de carreras de los años 1912 y 1913 que introdujo la estructura monocoque (de un solo casco). El ejemplo clásico de la construcción monocoque es una pinza de langosta, demostrando de qué modo un revestimiento resistente puede obviar la necesidad de cualquier tipo de esqueleto interior o estructura portante.

El fuselaje del Deperdussin fue finalmente perfeccionado hasta alcanzar un cuerpo aerodinámico de sección circular, compuesto por múltiples chapas de madera de tulipero encolada y pegadas entre sí sobre una cuaderna o formero, un molde conformado, para asegurar que el conjunto final tendría la forma correcta.

Durante la Primera Guerra Mundial muchos aviones utilizaron parcialmente la cons-



El avión experimental Gastambide-Mengin (una variante del Antoinette) fue construido en el año 1908. En la fotografía se observa a los operarios inspeccionando los montantes.



Avión Sopwith Camel con el detalle de la estructura de su ala de madera con arriostramiento interior típico de los aviones utilizados durante la Primera Guerra Mundial.



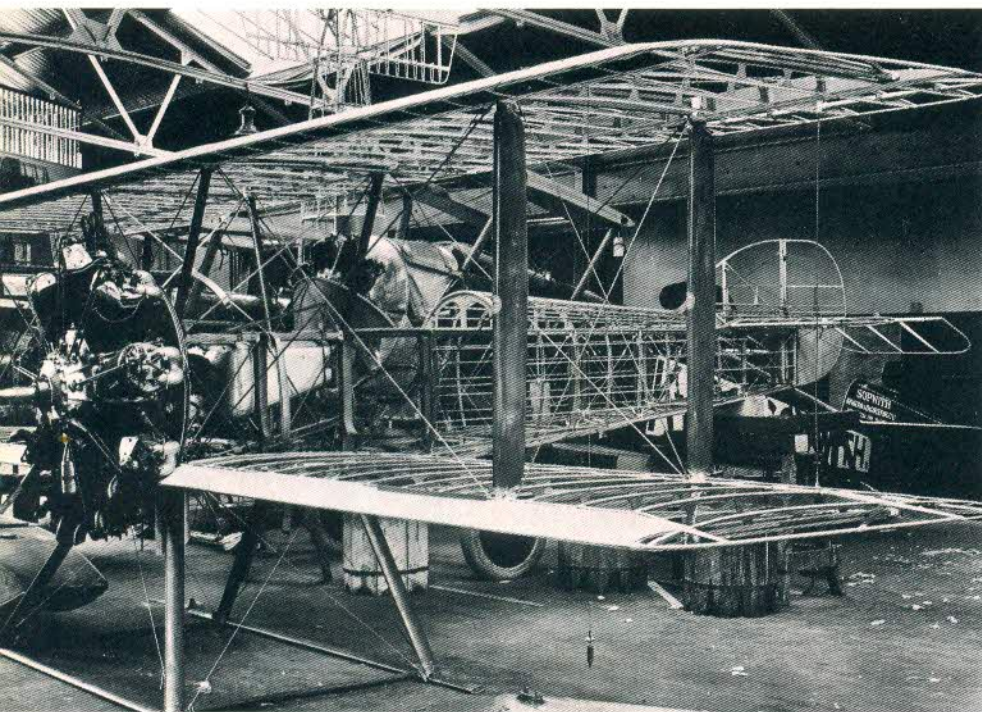


foto superior

Sopwith Schneider en construcción en Kingston. El Schneider era una versión hidro del Sopwith Tabloid y fue construido especialmente para la Carrera del Trofeo Schneider de 1914. A pesar de las grandes velocidades conseguidas por el Deperdussin monocoque, la estructura biplana tradicional fue elegida para el Schneider, debido al desaliento de los militares en Gran Bretaña con relación a los monoplanos. Sin embargo, los montantes entre planos y las riostras fueron reducidos al mínimo prestándose especial atención a la construcción de los flotadores. Este avión llegó primero en la prueba mencionada con una velocidad promedio de 140 km/hora.

trucción monocoque, con madera terciada como revestimiento capaz de soportar parte de la presión y repartiendo el resto entre las riostras de refuerzo interno (conservando, sin embargo, un esqueleto estructural interno).

Esta modalidad de construcción tradicional denominada con frecuencia, y vagamente, "mixta" debido a que se utilizan en ella diferentes materiales, fue modificada por completo de manera gradual. La elección final de la mayoría de los constructores recayó en una estructura totalmente metálica de "revestimiento resistente" fabricándose antes del año 1920 algunos ejemplos notables, aunque entre ellos y el desarrollo final se produjeron varios estadios intermedios.

Uno de los cambios principales consistió en la adopción gradual de una estructura completamente metálica, a menudo cuando una

sustitución directa de la madera y con muy pocas modificaciones en la forma básica y la disposición de las partes, conservando el revestimiento textil. Otra modificación fue la progresiva reducción del número de riostras de refuerzo exteriores y el cambio final del biplano arriostrado al monoplano arriostrado y, en algunos casos, al monoplano en voladizo o cantilever.

Un cambio ulterior y esencial consistió en la sustitución del revestimiento textil por el metálico en láminas delgadas manteniéndose las tensiones muy bajas.

El cambio definitivo, que necesitó veinte años de desarrollos para establecerse, consistió en hacer que la cubierta metálica soportara la mayor parte de las tensiones estructurales y de este modo se anduvo el camino que conducía a la comprensión de que la forma monocoque era la más eficiente desde la perspectiva estructural.

Una influencia fundamental actuó inesperadamente sobre el campo de las estructuras de aviones y se debió al descubrimiento accidental realizado por la Durener Metallwerke alemana en el año 1909 y consistente en las propiedades extremadamente favorables de una aleación de aluminio conteniendo algo de cobre y magnesio. Resultaba casi tan ligera como el aluminio pero mucho más resistente, y todavía poseía la buena cualidad de ceder en un grado apreciable antes de romperse en vez de quebrarse repentinamente. La compañía denominó *Duralumin* a esta aleación y, posteriormente, fue sometida a una intensa investigación a fin de obtener de ella las mejores propiedades (sorprendentemente, no fue sino hasta el año 1934 que estas propiedades fueron adecuadamente explotadas).

Uno de los primeros interesados en construir un avión enteramente en Dural fue el profesor alemán Hugo Junkers, y durante la Primera Guerra Mundial proyectó varios aviones muy avanzados que entraron en producción como monoplanos cantilever (además de un biplano cantilever muy original) con una estructura completamente fabricada en duraluminio.

Desde entonces hasta el año 1933 Junkers prefirió el revestimiento reforzado por corrugación longitudinal. Aun cuando el resultado fue un aparato robusto y mejor preparado para soportar una ruda utilización que cualquier otro avión de su época, la resistencia aerodinámica resultaba considerablemente mayor de lo que Junkers había previsto y su desarrollo fue interrumpido.

Otros muchos fabricantes de aviones emplearon el duraluminio en sus construcciones, y entre ellos, destacan los hermanos Short en Gran Bretaña (con su biplano Silver Streak de 1920) y la compañía Rohrbach alemana (con una serie de hidroaviones monoplanos extremadamente bien contruidos durante los años de 1923 a 1926, todos los cuales exteriorizaban una construcción de revestimiento resistente liso.

La construcción de aviones con revesti-



El Junkers F-13 fue el primer avión civil construido íntegramente en metal y sin montantes. El F-13, un monoplano cantilever de ala baja, apareció por vez primera en el año 1919 y más de cuarenta unidades fueron utilizadas por la Lufthansa y otras líneas aéreas. El F-13 podía operar sobre ruedas, esquíes o flotadores.

miento resistente, en general, fue muy lentamente adoptada y, entre los años 1923 a 1925 se utilizó preferentemente una estructura para aparatos militares consistente en un armazón de bandas de acero atornilladas y remachadas llevando en las alas largueros de complicada construcción logrados abulonando juntas una serie de varias longitudes de bandas enrolladas a fin de proporcionar la adecuada sección transversal y ninguna superficie chata que fuese susceptible de doblarse.

El revestimiento en tela era prácticamente universal, aunque algunos aparatos más grandes, tales como los Tupolev TB-3 de la Unión Soviética y los bombarderos franceses Amiot 143, poseían revestimiento en duraluminio para prevenirlos de los daños accidentales.

Hacia finales de la década de 1920, muchos grandes diseñadores, especialmente el norteamericano John K. Northrop perfeccionaron la estructura totalmente metálica hasta que, en el año 1932, alcanzó prácticamente la forma actual.

Los adelantos fueron numerosos. El monoplano cantilever podía tener un ala gruesa de alta sustentación capaz de transmitir todas las tensiones del vuelo a través de su revestimiento, soportado por numerosos larguerillos transversales que, aun así, resultaba menos pesada y ofrecía menor resistencia que una estructura arriostrada. En vez de contar solamente con dos largueros, un ala de este tipo podía llevar seis o más, lo que, finalmente, repercutió de forma inesperada en el Douglas DC-3 haciendo el ala resistente a la fatiga, es decir al progresivo debilitamiento de una estructura combada hacia atrás y hacia adelante, como ocurre con un ala en medio de las turbulencias aéreas.

A diferencia de las alas de los antiguos biplanos, el ala del monoplano cantilever podía fabricarse según una resistencia graduada y sujeta a una presión uniforme de un extremo al otro, variando el grosor de los largueros y el revestimiento. Mayores pesos de la estructura producían mayores cargas alares (el peso del avión dividido por la superficie del ala), de modo que la tensión ejercida sobre el material aumentaba y el metal era utilizado de un modo más eficiente.

Durante la Segunda Guerra Mundial, la mayoría de los aviones eran construidos en metal y revestimiento resistente, aun cuando todavía era raro hallar una estructura verdaderamente eficiente en la cual el metal del revestimiento soportara la misma tensión que soportaban los elementos más altamente tensionados como por ejemplo los largueros. Los aviones veloces tenían superficies exteriores lisas obtenidas mediante el empleo de remaches "enrasados" (remaches de cabeza embutida), con las que los aparatos más avanzados como el bombardero Boeing B-29 señalaron el camino al futuro soportando cargas tan grandes en las alas que el recubrimiento ya no era simplemente una lámina comercial delgada sino que estaba formada por láminas de más de 15,8 milímetros de espesor.

En la década de 1930 hubo también algunos desarrollos que se hallaban muy alejados de la corriente principal que seguían las estructuras de aviones.

Una de estas formas poco usuales de estructura era la de tipo geodésico, inventada por Barnes (más tarde: Sir Barnes) Wallis de Vickers como resultado de su larga experiencia con dirigibles. Una geodésica es la línea más corta que puede dibujarse entre dos puntos sobre

*Página anterior abajo:
El Boeing P-12C de 1931 fue uno de los primeros aviones de caza equipado con un fuselaje remachado en aleación ligera. Resultó un caza de alto rendimiento construido tanto para el Ejército como para la Armada. La versión correspondiente a la Armada fue designada F4B-2 y fue un precursor de los modernos cazas embarcados. Los dos fueron desarrollados a partir de los primeros aviones de combate Boeing con fuselajes de tubos de acero soldados. De esta serie fueron construidos un total de 554 aparatos, 366 unidades del tipo P-12 y 188 como F4B. El F4B tenía una envergadura de 9 metros, una longitud de 6 metros y estaba equipado con un motor Pratt & Whitney R-1340 de 500 hp. Las primeras entregas se realizaron en septiembre de 1929 y continuaron fabricándose durante muchos años.*

una superficie curva. Wallis observó que un aeroplano puede ser construido con una superficie curva bastante regular y por tanto desarrolló una cesta de metal en la que se unía todo el armazón a partir de elementos geodésicos muy pequeños que se encontraban en las juntas (llamados estructuralmente *nodos*, porque las cargas se aplican solamente sobre ellos). Cada elemento experimenta una tensión pura, como un nudo, o pura compresión, como un puntal, sin ninguna carga de flexión. Todas las fuerzas que se ejercen sobre el aparato durante el vuelo podían ser transportadas a esta cesta de metal situada en la superficie (formando por tanto una especie de monocoque), aunque los largueros se sumaban para soportar las cargas de flexión porque la cesta no-portante podía ser combada en una proporción inaceptable.

Los primeros dos tipos de aviones completamente geodésicos fueron el Wellesley y el Wellington, ambos bombarderos, que tenían una gran autonomía y alas de gran alargamiento. El revestimiento textil no implicaba problema alguno porque eran muy lentos y el We-

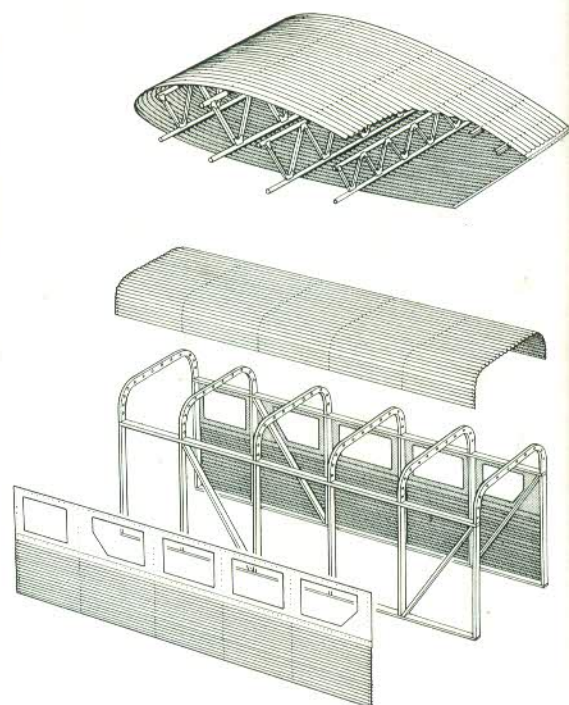
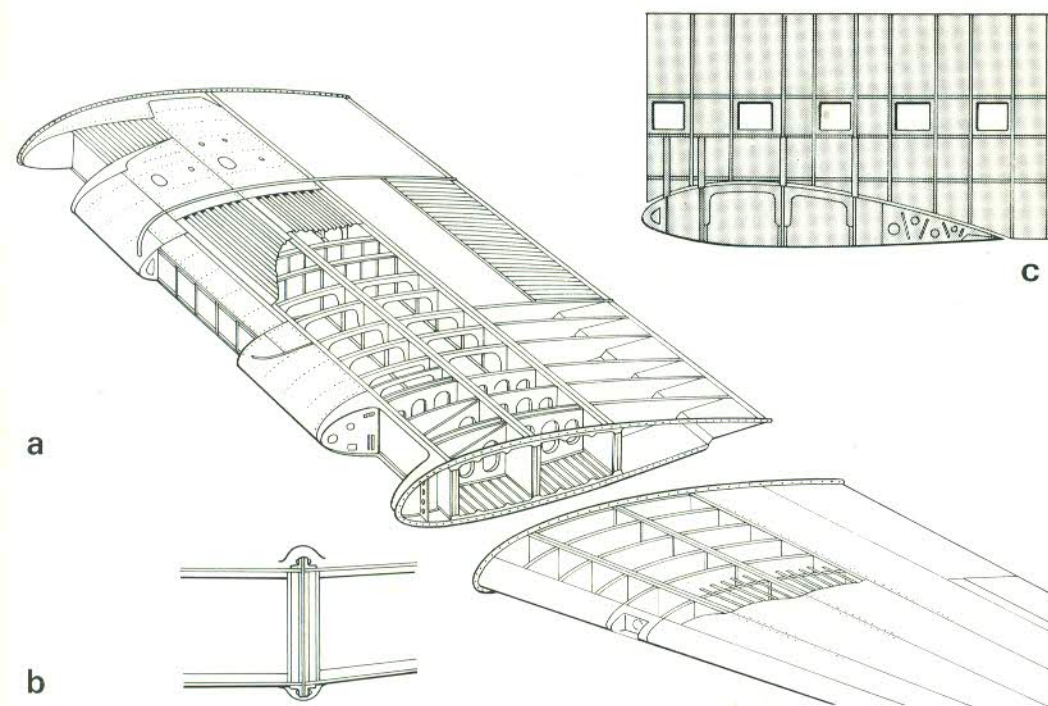
llington en particular tenía tanta redundancia estructural (término este, que significa que habían muchas líneas de carga o tensión, de modo tal que una o más de una podían eliminarse sin que la estructura se derrumbara) que este avión ganó la reputación de poder continuar en vuelo con un daño en su armazón que hubiese resultado catastrófico en una estructura convencional.

La otra estructura poco usual de tiempos bélicos debe buscarse en el Mosquito, un avión de altas prestaciones construido casi enteramente en madera. La compañía responsable de su fabricación, la de Havilland británica, había utilizado madera para su aparato Comet de carreras de 1934, y, había experimentado con una nueva forma de construcción denominada "sandwich", en la cual dos revestimientos resistentes se hallaban fuertemente soldados a un alma de menor densidad. Cada una de las cubiertas por sí misma podía combarse e inclinarse, pero cuando las tres capas se doblan a la vez, juntas, el resultado es suficientemente duro como para ser completamente estable bajo presión.

Un DC-3 con detalles de:
(a) sección del ala multilarguero;
(b) junta exterior atornillada del ala y (c) unión del fuselaje.
El DC-3, además de su estructura de revestimiento resistente monoplano, fue el primer avión que incorporó el ala de doble seguridad con larguero múltiple.



El Junkers Ju 52/3m y un detalle de su estructura compuesta por paneles de metal corrugado.



Estructuras o Células

El Mosquito tenía alas con revestimiento interiores y exteriores de madera terciada unidas firmemente mediante potentes adhesivos a larguerillos transversales de abeto; el fuselaje estaba construido en un sandwich de madera terciada con un alma de madera de balsa, la madera ligera utilizada habitualmente por los aeromodelistas. La estructura resultante era ligera y resistente, y tenía las ventajas de que sus superficies interiores y exteriores eran lisas permitiendo así la sencilla incorporación de puntos de enlace y disyunción. El problema principal era que en zonas tropicales se reducía la fortaleza y resistencia del adhesivo empleado.

La mayor parte del adhesivo utilizado en el Mosquito era cemento formaldehído, una resina superior a las antiguas colas de caseína empleadas en los aviones de madera anteriores. Sin embargo, N. A. de Bruyne, uno de los pioneros de las estructuras sandwich, y uno de los primeros en el mundo que comercializó una estructura en panel de abeja (un sandwich con un interior parecido al panal de abeja), había desarrollado en los años de la Segunda Guerra Mundial, una familia de adhesivos completamente nueva, que su compañía, denominada por entonces Aero Research, introdujo en el mercado con el nombre de Redux. Este producto era suministrado en polvo o en forma de láminas cortadas para aplicar a las jun-

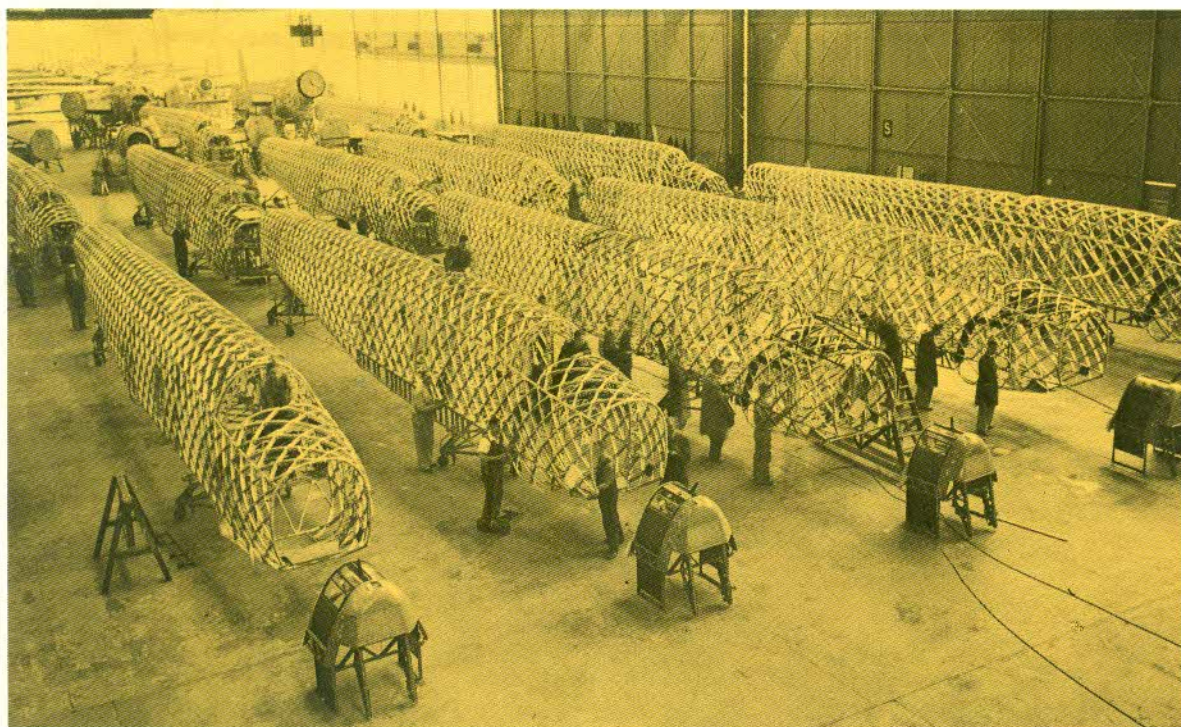
tas que habrían de unirse. La unión se efectuaba entonces utilizando calor y presión. Cuando se trataba de pegar las partes de una gran célula se utilizaba un enorme "autoclave", una especie de horno de alta presión.

Este producto, el Redux, hacía posible por vez primera la unión de partes metálicas por medio de un adhesivo y fue utilizado en la fabricación de los aparatos que sucedieron al Mosquito, tales como el Vampire, el Hornet y el Dove.

Más tarde, la sucesora de la Aero Research, la Ciba, desarrolló un nuevo adhesivo, denominado Araldite, que hoy resulta familiar a todo el mundo, siendo muy importante en la construcción de aviones.

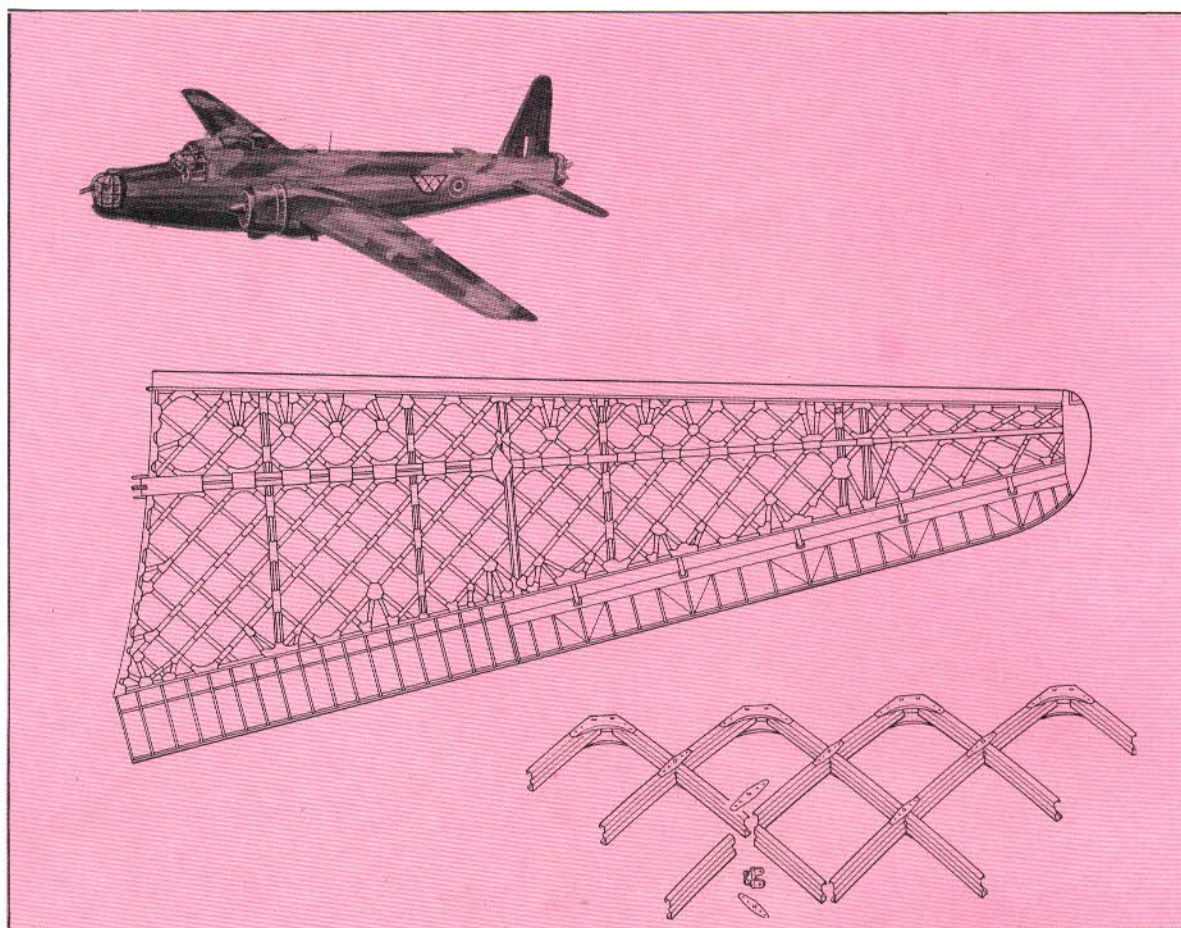
Una de las ventajas de la utilización de adhesivos es que las juntas se construyen con una unión continua sobre una superficie, mientras que los bulones o tornillos ligan partes sólo en sitios precisos, localizados, en los que se halla un agujero. Los agujeros, inevitablemente, provocan discontinuidades en el material y son susceptibles de incrementar el esfuerzo de dicho material cuando está sometido a presión.

No fue sino hasta después de finalizada la Segunda Guerra Mundial cuando esto se convirtió en un problema, ya que antes los diseñadores y constructores seguían códigos de prácticas establecidos que habían sido aceptados tras largos años de experiencia, con frecuencia



Los Wellington en fase de construcción revelan con toda claridad la célula geodésica entretejida del fuselaje.

El Vickers Wellington fue el único bombardero británico que continuó siendo fabricado a lo largo de la Segunda Guerra Mundial como tributo a su única y perdurable construcción. El diagrama muestra una sección del ala revelando su construcción geodésica que consistía en una estructura de aleación ligera en forma de cesta construida con pequeñas secciones curvadas (detalle).



dolorosa, y no conocían nada que fuera susceptible de hacerlos cambiar. Pero a partir de 1945 y en adelante, la aviación, y en especial la aviación civil, comenzó a labrarse un sitio especial. El examen de los desastres aéreos reveló el hecho desagradable de que la causa de los accidentes se debía a la fatiga del metal. El método corriente para demostrar la fatiga consiste en romper un envase de lata por el simple procedimiento de doblarlo repetidamente hacia uno y otro lado. Gradualmente, la línea donde se produce el doblez en el metal parece debilitarse, hasta que, simplemente, la lata se quiebra sin necesidad de ningún tirón perceptible.

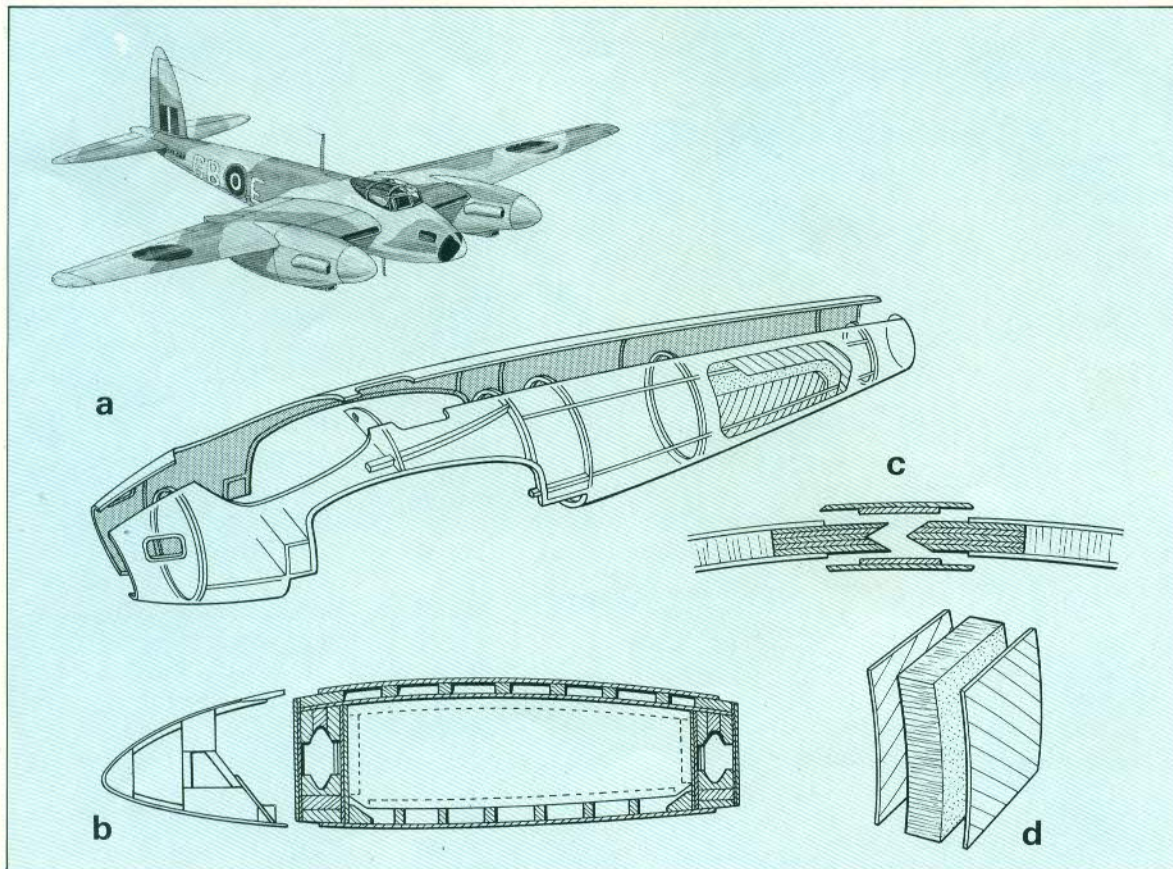
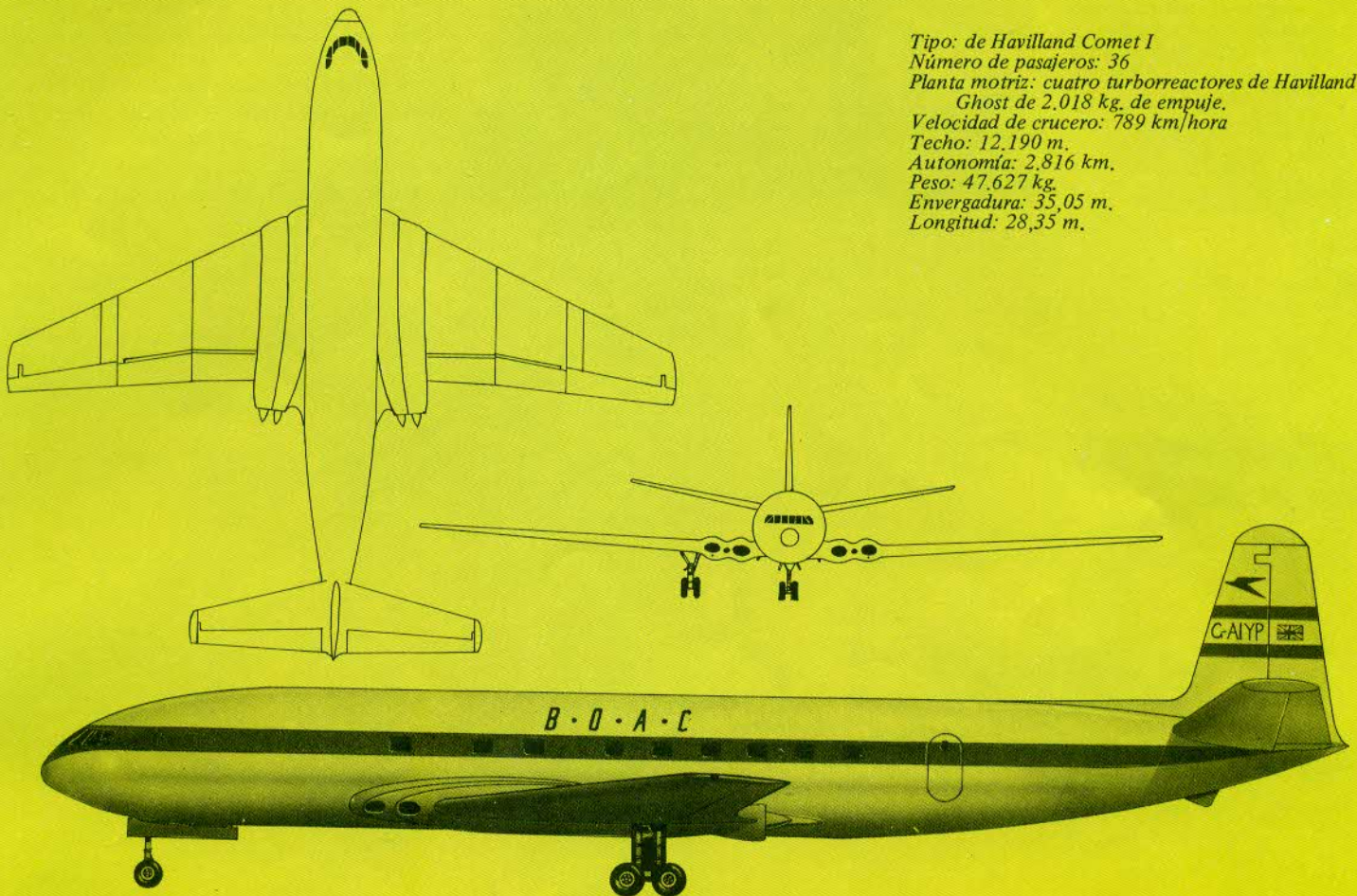
Durante la década de 1920 unos pocos ingenieros admitían el hecho de que podían existir problemas de fatiga en los motores, pero nunca en los aviones; todavía en 1947 hubo quienes ridiculizaron a viva voz al profesor A. G. Pugsley cuando señaló que, aun cuando la evidencia disponible en esa época resultaba escasa, la vida de fatiga de los aviones de líneas aéreas civiles podía ser similar al curso de vida previsto para tales máquinas. En otras palabras, solamente con el vuelo normal a través de un cielo turbulento, el avión podía precipitarse a tierra antes de ser retirado de servicio.

En realidad, el problema se presentó rápida y brutalmente. Aquellos cuya actividad los relacionaba con el campo de la aviación nunca olvidarán la misteriosa desaparición de dos aviones comerciales a reacción de Havilland Comet I. Luego se demostró que, en un caso había sido producida por la ruptura explosiva

de todo el fuselaje debido a que la repetida presurización había producido una grieta que apareció en una esquina de una abertura —tonalmente, cuadrada en vez de redonda— practicada para instalar una antena de cuadro ADF. La grieta podría haberse producido en una de las ventanas cuadradas del Comet I porque cuando una célula completa fue probada bajo condiciones de vuelo simuladas según el equivalente a una vida activa total se rompió en una de las ventanas. Esta prueba fue una de las primeras en las que todo el fuselaje fue llenado de agua y sumergido en ella. Si se hubiese utilizado aire el fallo explosivo hubiera deformado la célula de prueba y causado estragos en un área mucho mayor, pero el agua es casi incompresible.

El reconocimiento de que ese avión presentaba realmente problemas de fatiga tuvo lugar en el momento preciso para evitar un problema masivo, porque los transportes modernos vuelan más horas cada año de lo que volaban durante toda su vida activa los aviones anteriores al año 1945. Además de la excelente práctica de evitar todos los “provocadores de tensión” —cambios repentinos en la sección, esquinas puntiagudas, parcheados, asperezas, etcétera— las estructuras modernas están diseñadas para volar durante una vida segura más prolongada que la vida operativa esperada del aparato, que, en el caso de los aviones de líneas comerciales puede alcanzar las 40.000 o 60.000 horas de vuelo. Esta vida se consigue en parte atendiendo a cada detalle de la estructura y limitando al máximo las tensio-

Tipo: de Havilland Comet I
 Número de pasajeros: 36
 Planta motriz: cuatro turbo reactores de Havilland
 Ghost de 2.018 kg. de empuje.
 Velocidad de crucero: 789 km/hora
 Techo: 12.190 m.
 Autonomía: 2.816 km.
 Peso: 47.627 kg.
 Envergadura: 35,05 m.
 Longitud: 28,35 m.

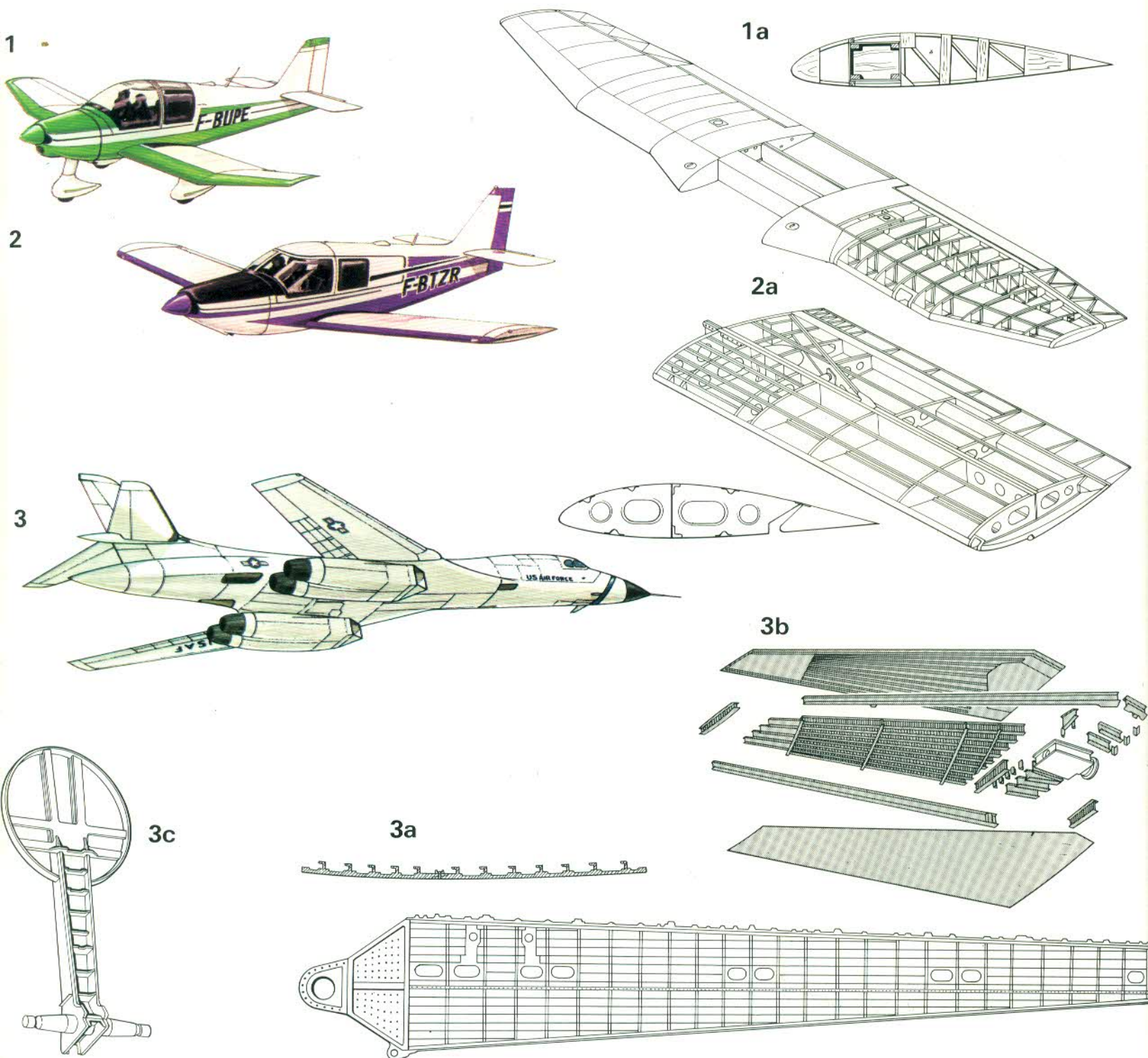


Al igual que el Wellington, el Mosquito poseía una estructura bastante inusual. A pesar de estar casi enteramente construido en madera, alcanzaba muy buenas prestaciones y gozaba de gran resistencia. La célula consistía en un "sandwich" en el que dos recubrimientos resistentes estaban firmemente encolados a un núcleo de baja densidad. En la ilustración: (a) las dos mitades del fuselaje, (b) sección alar, (c) unión superior de las dos mitades del fuselaje y (d) configuración del "sandwich" estructural del fuselaje.

Hatfield, 27 de julio de 1949, unos minutos antes del primer vuelo del prototipo del Comet. El Comet fue el primer avión de pasajeros que mostró y sufrió los desastrosos efectos de la fatiga de metales.



nes en las condiciones más adversas y en parte reduciendo el número de inversiones de tensión estableciendo deliberadamente una tensión interior (por ejemplo, estirando las juntas de modo tal que se hallen sometidas a una alta tensión incluso cuando el avión no se halla en vuelo), y en parte utilizando formas de estructura resistentes a la fatiga con menor número de juntas y menos discontinuidades. Además, ha sido creada una forma de estructura deno-



minada “a prueba de averías locales” la que, mediante la utilización de múltiples líneas de carga redundantes, el avión no se romperá aun cuando uno de sus componentes ceda a la fatiga y se quiebre.

El número alcanzado por las distintas formas y modalidades de estructuras introducidas a partir del año 1950 es mayor que todo lo producido en el mismo sentido durante los cincuenta años anteriores. Actualmente, la estructura en sandwich es común, especialmente en calidad de estructura secundaria, como por ejemplo la superficie del ala situada detrás de la caja del ala principal, en los carenados, en las compuertas más grandes y paneles de acceso, y en el revestimiento de algunos aviones supersónicos. El material de relleno está compuesto con frecuencia por espuma de baja densidad y, más a menudo, por panales alveolares compuestos por papel, plásticos o diversos metales unidos a las hojas del sandwich mediante una soldadura o por la acción de adhesivos.

Esta modalidad de estructura es especialmente resistente a la fatiga de alta frecuencia provocada por el ruido intenso y se utiliza a menudo en la construcción de las góndolas de motores. Los panales con sus células abiertas a la atmósfera se utilizan como materiales absorbentes del ruido. Otras estructuras, entre las que se incluyen los grandes paneles de revestimiento exterior de los aviones, desde bombarderos hasta aeroplanos ligeros, son estabilizados mediante el procedimiento de pegar, ligar o soldar eléctricamente por puntos una chapa interior corrugada, mientras que la mayoría de los aviones ligeros construidos totalmente de metal incorporan al menos algún revestimiento exterior estabilizado mediante ranuras o corrugaciones en relieve que recuerdan las cubiertas de los antiguos Junkers. Como estos refuerzos son cortos ofrecen muy poca resistencia al avance y permiten que el interior (del timón de dirección, por ejemplo, o alguna otra sección) sea enormemente simplificado y no muy costoso.

Durante la década de 1930 se hizo evidente que los paneles de revestimiento modernos con una curvatura de 3-D debían ser extendidos o acuñados por medio de grandes prensas y la mejor respuesta, hallada en los Estados Unidos, fue el prensado por extensión. La chapa se sujeta a cada extremo mediante mordazas unidas a martinets hidráulicos y estiradas sobre un macho cuya forma es la que se desea imprimir a la chapa. La chapa —u hoja de material— se deforma plásticamente y se vuelve a su posición otra vez.

Prácticamente, la mayoría de los paneles de revestimiento son estirados mediante prensas, excepto en los casos de paneles más delgados y pequeños utilizados en los aeroplanos ligeros y que son prensados con máquinas más tradicionales. Consecuentemente, la célula se ensambla por medio de un remachado manual o automático, de pegamentos adhesivos o mediante soldadura eléctrica por puntos.

Sin embargo, muchos de los paneles de re-

vestimiento más grandes, y la mayoría de las demás partes vitales, se fabrican sin juntas.

Un medio de fabricar un elemento complicado en una sola pieza es la fundición, es decir, vertiendo un metal derretido o una aleación dentro de un molde; actualmente, este procedimiento se utiliza para fabricar los álabes de los más avanzados motores a turbina que deben estar fabricados en aleaciones resistentes al calor y que son muy difíciles de conseguir por otros medios. No obstante, la fundición ha sido muy importante sólo en unos pocos tipos de aviones.

Otro medio empleado es el de la forja, es decir, cuando una pieza en bruto es prensada o golpeada hasta que adopta la forma requerida, tanto a temperatura normal como empleando el calor. La forja puede realizarse mediante una gigantesca y lenta prensa ejecutada, ya sea entre un par de moldes que imprimirán la forma deseada o mediante una acción directa; alternativamente, puede realizarse asimismo mediante la repetición de golpes de martillo efectuados mecánicamente, que en el caso de la llamada High-Energy-Rate Forming, HERF (Forjado de Alta Energía) involucra la sujeción de la pieza en cuestión entre dos masas iguales que son controladas conjuntamente mediante presión a gas de una rápida combustión o merced a un impulso semejante de alta velocidad.

La forja puede incluso realizarse mediante la utilización de explosivos o aplicando repentinamente campos magnéticos muy intensos. En realidad, todas las partes o elementos de un avión que deban soportar altas cargas o presiones concentradas están hechas mediante el procedimiento del forjado. Por ejemplo: los vástagos del tren de aterrizaje, el encastre, los largueros, las uniones de los planos de cola y el anclaje de la deriva.

Entre las primeras grandes piezas forjadas de aviación se encontraban las bancadas de motores obtenidas en aleación de magnesio mediante grandes prensas, procedimiento éste realizado en Alemania antes de la Segunda Guerra Mundial.

Después de la Segunda Guerra Mundial la fuerza aérea de los Estados Unidos acometió un “programa de prensa pesada” como un esfuerzo nacional con un costo de 570.000.000 dólares y como resultado del cual los cazas supersónicos de la “serie Century” fueron diseñados para que contaran con células de fuselaje y largueros de alas fabricados en una sola pieza prensada. Mediante un procedimiento de forjado de molde cerrado las partes mencionadas pueden ser forjadas hasta su acabado, sin embargo todavía se hace necesario un cierto trabajo mecánico (el corte de la pieza según la forma adecuada).

Con piezas de este tamaño, la industria de las máquinas-herramientas —conducida y encabezada también por Estados Unidos— desarrolló máquinas herramientas gigantes de la familia conocida con la denominación de “trazadoras” o “fresadoras”, capaces de moldear piezas de un tamaño que

Página anterior:

El Robin es un ejemplo típico de avión ligero moderno producido en serie. El Robin DR 400/180 (1) está construido en madera y el detalle (1a) muestra el perfil y la sección de un ala. El Robin Hr 100/tiara (2) está fabricado en metal. El detalle (2a) muestra el perfil y la sección de un ala.

Página anterior:

Rockwell B-1 (3). Los diagramas ilustran (3a) un panel de revestimiento del ala íntegramente maquinado de lingotes de aluminio; (3b) estructura compuesta del plano de cola (construida por Grumman) y que pivota en una caja construida en titanio, y (3c) un eje del plano de cola forjado y fresado.

El Rockwell B-1 incorpora unos estabilizadores de estructura compuesta (producida por Grumman) que se articula en una caja de titanio



Página siguiente :

El North American XB-70 (4) desarrolló nuevas técnicas de construcción. Los detalles expuestos muestran (4a) una sección del ala y su interior alveolar de acero inoxidable soldado; (4b) el larguero del borde de ataque y la junta del panel de revestimiento alveolar del ala y (4c) la fijación del actuador de plegado de la punta del ala.

jamás se habían visto hasta entonces fuera de los astilleros. piezas de 15,24 m. por 9,14 m. no resultan excepcionales en la actualidad y algunas de ellas son todavía mucho mayores.

Durante la década de 1950 la industria aeronáutica encabezó en el mundo el aparato de maquinaria Numerically Controlled NC-Controlada Numéricamente.

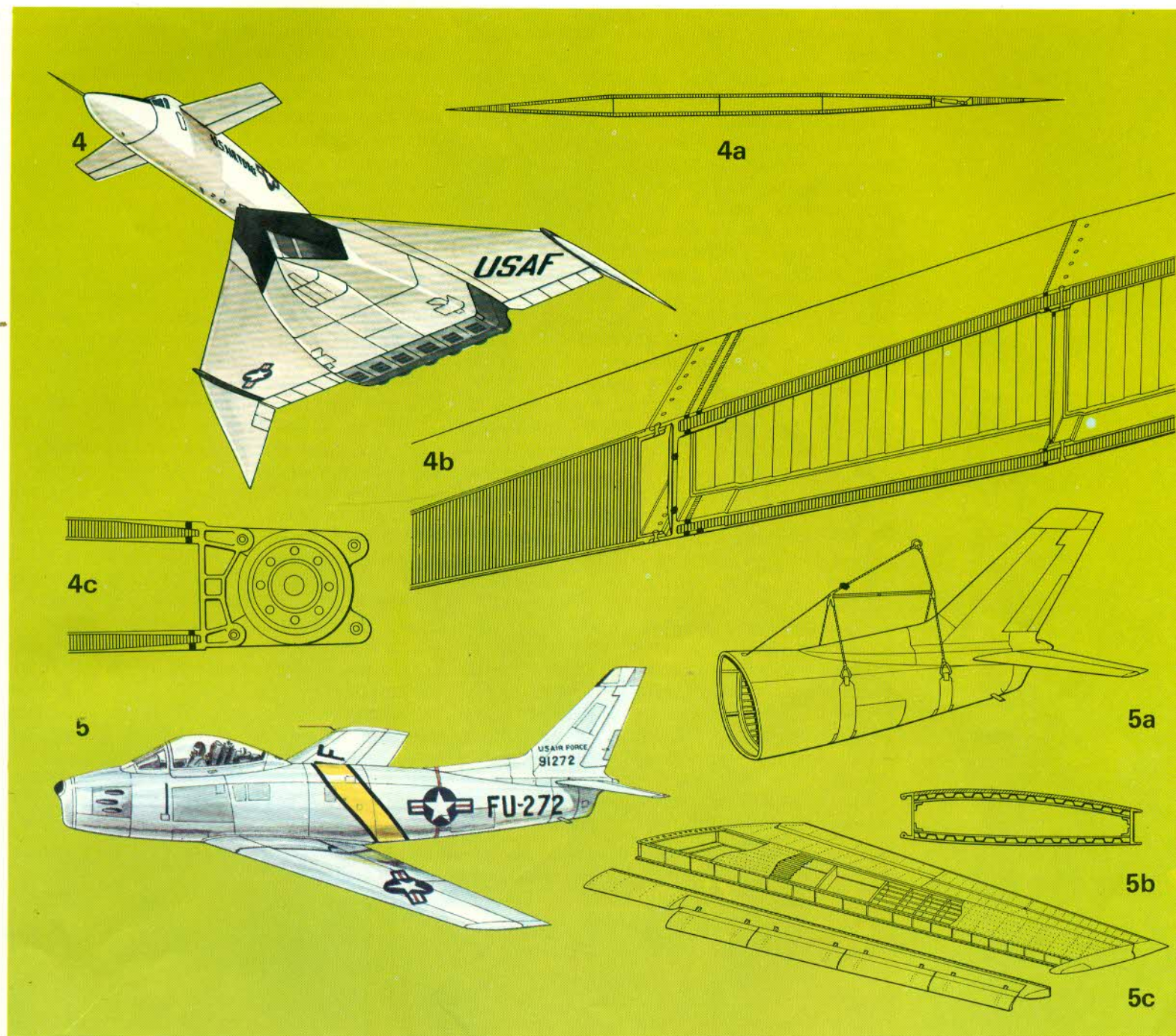
La pieza en bruto se diseña hoy con la ayuda de un ordenador digital y el mismo ordenador guía a la máquina herramienta (o a las máquinas herramientas) con perfecta precisión hasta que la pieza adopta la forma requerida.

Los aviones todavía deben ser diseñados por el hombre y dibujados detalladamente sobre papel, pero el trabajo penoso de cálculo y trazado de los planos correspondientes se rea-

liza mediante la utilización de ordenadores digitales. Los dibujos que hace el técnico sirven principalmente de referencia y el cortado de los metales ocurre sin que las manos del hombre intervengan, excepto, desde luego, para presionar el botón de arranque.

Aun cuando los aviones avanzados incorporan complejas piezas forjadas fresadas, la mayoría de los procesos de fresado se emplean en el revestimiento y accesorios.

Hasta después de la Segunda Guerra Mundial el revestimiento era simplemente una chapa uniforme cortada según la forma deseada. Con la aparición de aviones tales como el F-86 Sabre norteamericano y el Boeing B-47 Stratojet valió la pena utilizar chapas no-uniformes, más gruesas en el nacimiento o base



de las alas y adelgazando hacia los extremos. En esta época se había aceptado universalmente en la construcción aeronáutica avanzada el concepto de que construir el ala como una "caja" extremadamente sólida consistente en revestimientos superiores e inferiores unidos por largueros delanteros y traseros, con muchos larguerillos y algunas y fuertes costillas, y el conjunto sellado por medio de un revestimiento de consistencia parecida al caucho para formar un depósito de combustible integral.

En ocasiones, esta caja se extendía hasta el borde de ataque, pero normalmente el borde de ataque, como el dorso de la parte fija del ala, se agregaba como una "estructura secundaria" más ligera fabricada según los métodos tradicionales en chapas más delgadas, al igual que los slats, los flaps y las superficies de control.

Las cajas del ala fueron los primeros ele-

mentos fabricados mediante algunos de los nuevos métodos durante los años de 1950. Un nuevo método, desarrollado nuevamente en los Estados Unidos de América, fue el de fresado químico. Toda la cubierta está dividida en porciones más delgadas y más gruesas, siendo protegidas estas últimas mediante la aplicación de revestimientos especiales. Toda la sección, de aproximadamente 25 mm. de grosor y más grande que el piso de una "sala de estar" se somete a un baño de ácido o de algún otro corrosivo químico. Tras permanecer allí durante un tiempo exacto, bajo condiciones perfectamente controladas, el recubrimiento es devorado por el corrosivo hasta alcanzar, la forma deseada, normalmente con la mayor parte de su superficie muy reducida pero conservando su total grosor allí donde fue protegida de la acción del corrosivo. El fresado químico es rápido, no distorsiona la plancha ni

El Sabre F-86 (5) se benefició con los progresos experimentados por la nueva tecnología constructiva. Los detalles expuestos ilustran (5a) el fuselaje trasero que puede ser retirado para efectuar cambios de motor, (5b) una sección interior del ala con un grueso panel de revestimiento y (5c) la construcción del ala mostrando el borde de ataque unido mediante un gozne de piano para facilitar su rápido desmontaje y el acceso a los mandos y sistemas.

perjudica sus propiedades y no deja marcas de herramienta que podrían producir fisuras por fatiga.

Resulta muy difícil aplicar el fresado químico en acanaladuras profundas o formas complejas, aunque desde el año 1955 Gran Bretaña ha estado en la vanguardia de un proceso más versátil denominado Electro-Chemical Machining (ECM) —Fresado Electro-Químico—, en el cual el baño de ácido es sustituido por un baño de electrolito salobre, como en una batería, y el proceso de cortado se produce mediante una suave herramienta de cobre que transmite una poderosa corriente eléctrica. El proceso ECM (no confundir con el otro ECM, que significa Electronic Counter-Measures, contramedidas electrónicas) puede producir resultados muy precisos en los materiales más duros y complejos, y dos de las diferencias que presenta respecto del fresado ordinario consisten en que la herramienta nunca toca la pieza y en que el flujo del líquido limpia el material cortado en forma de sedimento como si se tratase de un finísimo lógamo.

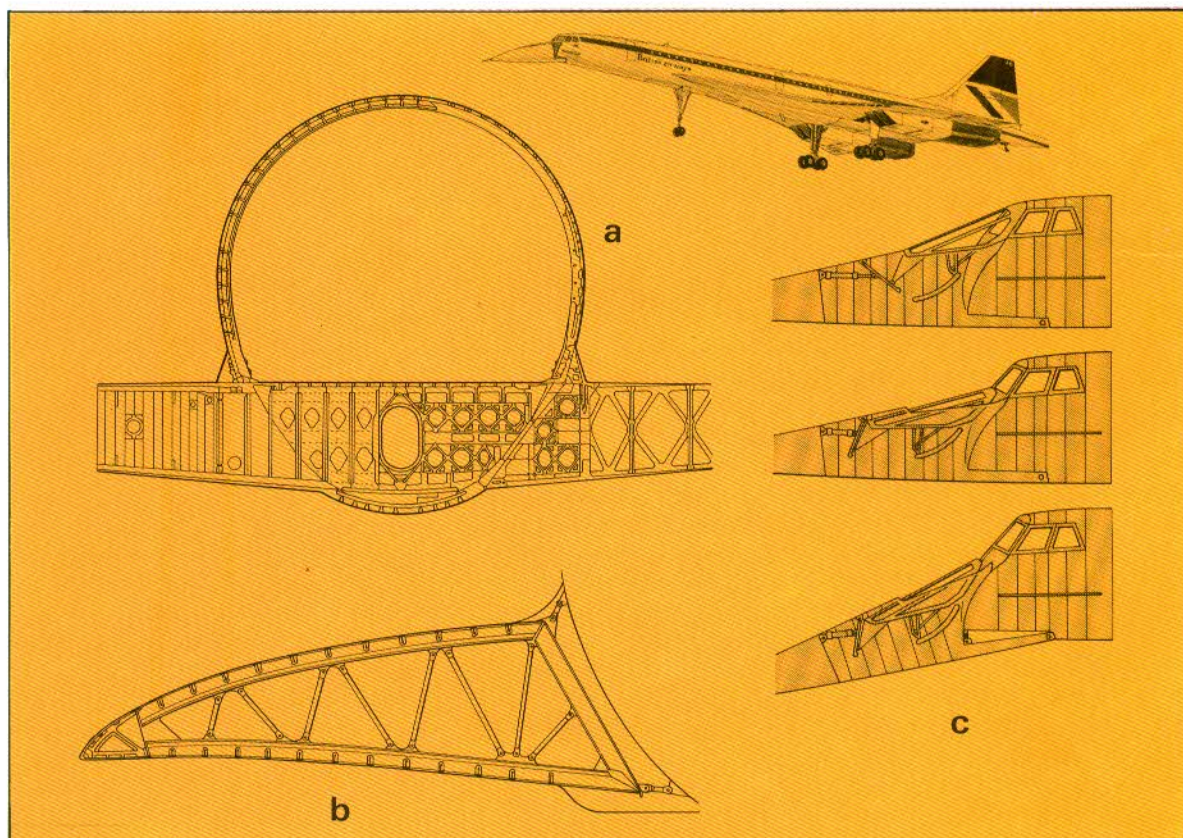
Este proceso ECM se emplea en una gran proporción de elementos constitutivos de los motores de nueva generación y comienza a utilizarse en la construcción de estructuras.

Sin embargo, la mayor parte de los elementos que actualmente componen una estructura y que deben ser moldeados en más de una dimensión no son grabados o sometidos al proceso ECM sino fresados mediante herramientas especiales. El Cortar de un bloque —“hogging”— se hizo común en 1952, en parte debido al hecho de que evitando las juntas se mejoraba la vida del material respecto de la

fatiga del mismo y en parte porque un componente de una sola pieza puede ser menos costoso y normalmente más ligero que uno conseguido mediante la conjunción de diferentes elementos. El nombre usual aplicado a este tipo de estructura es el de construcción integral. Actualmente, el refuerzo integral no se encuentra solamente en las cajas alares, donde comenzó a aplicarse, sino a lo largo y lo ancho de las estructuras más avanzadas.

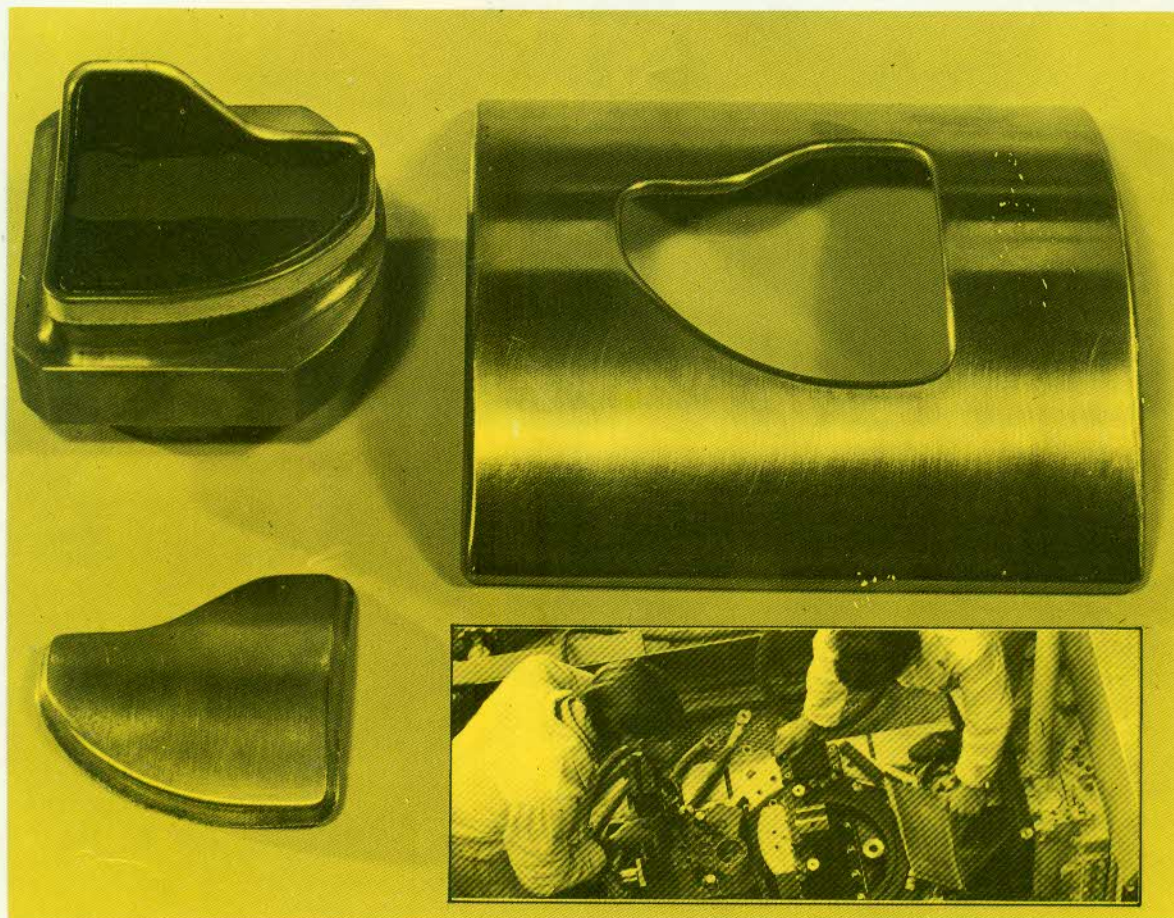
Durante los años 50 las velocidades de los aviones aumentaron en una proporción jamás igualada en ninguna otra época, y los métodos de construcción fueron apresurados para mantenerse a la altura requerida. Las aleaciones de aluminio resultan adecuadas hasta temperaturas de aproximadamente 150°C, que pueden alcanzarse tras sostener un vuelo de Mach 2 incluso volando en el aire frío de -60°C de la estratosfera. Los plásticos acrílicos tales como el *perspex* se ablandan peligrosamente por encima de esta temperatura. A principios de la década de los 50 no había más alternativa que fabricar la mayoría de los componentes de la estructura de un avión (y resistentes a exposiciones a más de Mach-2) de acero inoxidable. En Estados Unidos, el bombardero Convair B-58 Hustler, aunque no era capaz de exceder una velocidad de Mach 2, tenía la mayor parte de su recubrimiento construido con el sistema sandwich de panel alveolar inoxidable, que necesitó años de intensa investigación a fin de perfeccionar los métodos para llevar a cabo su soldadura y luego inspeccionando las pruebas para asegurar que el inaccesible interior estuviese correctamente revestido.

De una mayor utilidad resultó el North



El Concorde ilustra perfectamente a un tipo de avión cuya estructura es de construcción integral. Cortar de un bloque —“hogging”— se convirtió por vez primera en un procedimiento común a principios de la década de 1950 y fue adoptado ampliamente a partir de entonces debido a su mejoramiento en la vida activa del avión respecto de la fatiga.

Los cortes muestran: (a) un larguero del ala y el mamparo del fuselaje cincelados con largas fresas a partir de planchas fijas de una aleación ligera; (b) una sección delantera del ala con armaduras de juntas de broche flexibles, y (c) el morro inclinable y el parabrisas.

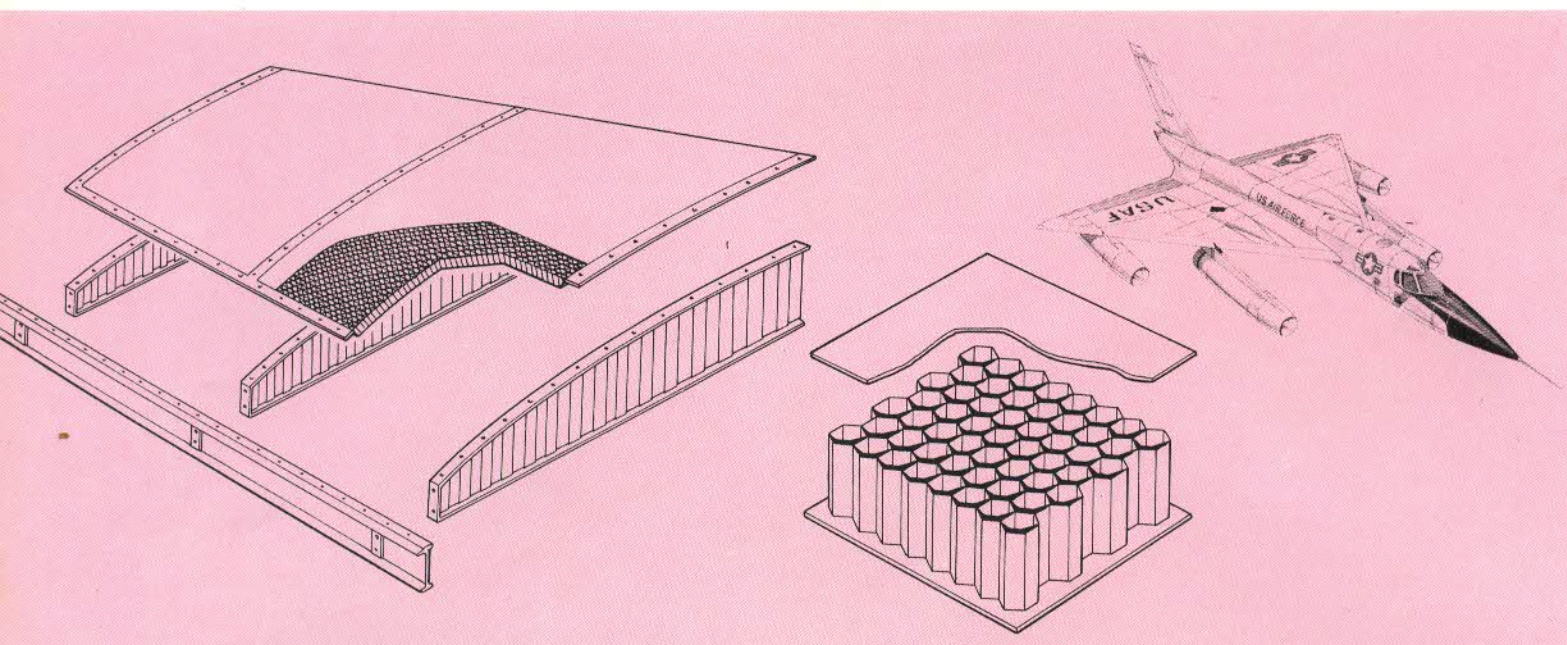


Los aviones supersónicos civiles han incorporado gran parte de las nuevas tecnologías del campo de los revestimientos. Tales revestimientos deben soportar las bajas temperaturas que se encuentran en alturas cercanas a la estratosfera.

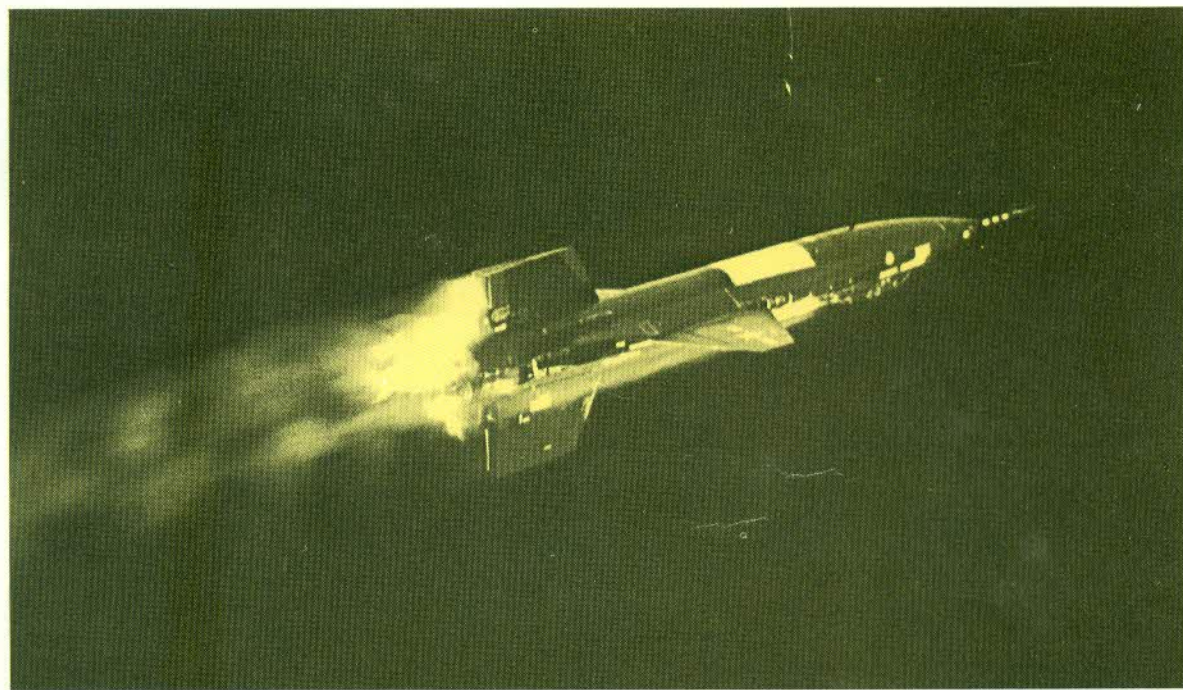
Elementos fresados electroquímicamente y (en el detalle) dos técnicos inspeccionando el proceso.

American X-15, el avión más veloz jamás construido, en el que toda la estructura primaria estaba soldada con aleaciones de níquel refrac-

tario semejantes a aquellas utilizadas para los álabes de los rotores de las turbinas, que debían ser templadas a más de 1.095°C , y luego



En la década de los 50, el acero inoxidable fue la respuesta al problema del incremento de las temperaturas en el recubrimiento debido a las mayores velocidades alcanzadas por los aviones. El Convair B-58 Hustler fue uno de los primeros aviones en actuar como "sumidero de calor" permitiendo una continua absorción de la alta temperatura del revestimiento y evitando las peligrosas variaciones de las temperaturas del metal. Los cortes muestran un detalle de un panel "sandwich" de estructura en forma de panal (alveolar) de acero inoxidable soldado.



La tecnología de la estructura fue sometida a prueba en el X-15, el avión más veloz del mundo. A velocidades que se aproximaban a 7 Mach la temperatura del recubrimiento podía alcanzar más de 650°C. Una aleación especial de níquel y cromo, denominada Inconel X, fue empleada en el recubrimiento en tanto que las estructuras de carga primaria eran construidas de acero inoxidable y titanio.

puestas a punto a 705°C en hornos suficientemente espaciosos como para aceptar todo el avión. En este avión de Mach 6.8 prácticamente todas las instalaciones de conducciones interiores eran soldadas y la mayor parte de sus componentes y equipos debían fabricarse con materiales extraordinariamente resistentes al calor.

Los progresos realizados en el campo de los misiles y los vuelos espaciales entre los años de 1955 a 1965 condujeron a una verdadera revolución en el apartado de las estructuras avanzadas y también al desarrollo de métodos fascinantes de refrigeración exterior para evitar que el aparato se incendiara como un meteoro al entrar nuevamente a la atmósfera terrestre. Los aviones tripulados con prestaciones de 3.542 km/hora ponían en tela de juicio el empleo del titanio, que resultaba tan difícil de producir a partir de su estado natural que

era más costoso que el oro, y resulta todavía más costoso que cualquier otro tipo de metal empleado en la aeronáutica. A principios de la década de los 50 se utilizaba solamente en aquellos componentes del avión tales como los tubos de escape y las toberas del motor, sin embargo y de una manera gradual su valiosa propiedad de situarse entre el aluminio y el acero llevó a su uso intensivo, especialmente en las máquinas supersónicas.

La resistencia del titanio a temperaturas de 150°-250°C es mucho mayor que la del aluminio y es también mucho más ligero que el acero, pero presentaba grandes problemas. Entre los primeros aparatos construidos principalmente de titanio se encontraba el Lockheed Blackbird (YF-12 y SR-71) norteamericano, avión de reconocimiento a alta cota, con un rendimiento de 3.542 km/hora, temperaturas en el recubrimiento de más de 320°C

sobre todo la estructura y las toberas al rojo blanco.

El vicepresidente de la compañía Lockheed, "Kelly" Johnson recordaba: "De las primeras 6.000 unidades que fabricamos de titanio Beta B-120 perdimos el 95 %. Con la ayuda de los metales de titanio afrontamos vigorosamente el problema, investigando factores tales como el enfriamiento del hidrógeno, procedimientos de tratamiento del calor, métodos de concepción y diseño de producción. Resolvimos estos problemas pero a un costo considerable".

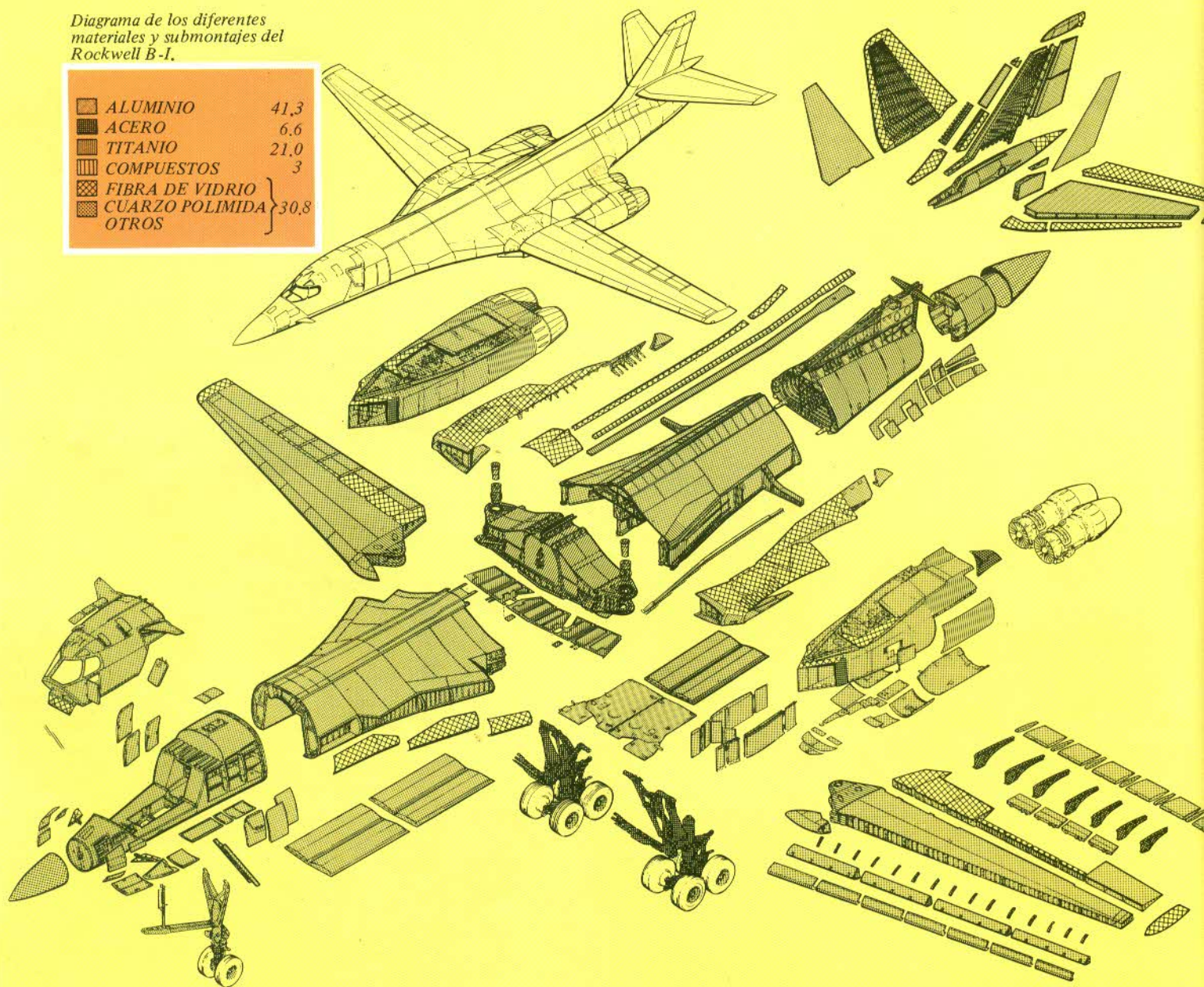
En un principio el B-120 parecía imposible de cortar y las brocas tenían que cambiarse tras practicar unos diez agujeros; sin embargo, hacia el final del desarrollo de estos aviones la aleación podía cortarse a una velocidad diez veces mayor, y las brocas resistían alrededor de 119 agujeros. El avión recibió su nombre de su capa de pintura negra de alta emisión, un color previamente empleado con el X-15.

Con anterioridad, los aviones lentos habían sido prevenidos del calor del sol pintando de blanco su superficie superior.

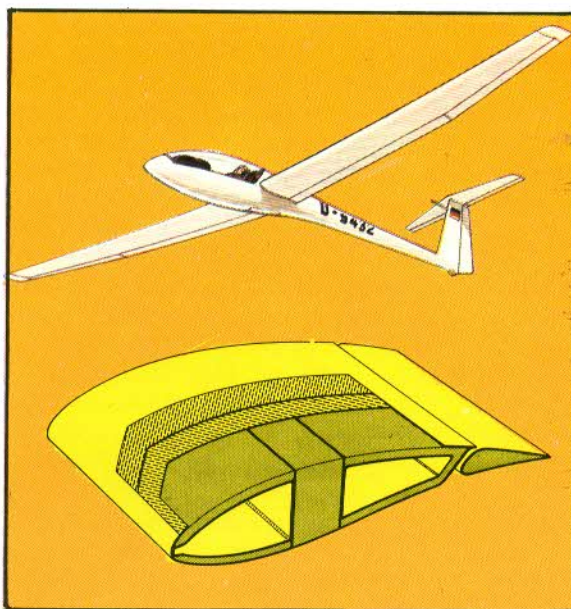
Desde el año 1966 se ha producido una revolución más avanzada en el campo de las estructuras de aviones: el uso creciente de materiales compuestos. Estos son materiales integrados por dos componentes, que pueden considerarse tanto como una "matriz" reforzada mediante duras y resistentes hebras, u otros componentes de la misma resistencia y hebras pegadas con el adhesivo que conforma la matriz. Los compuestos fueron experimentados en una época tan temprana como el año de 1920, cuando los diseñadores ensayaron combinaciones tales como capas de papel marrón pegadas unas sobre otras con cola y moldeadas entretanto según la forma del avión, y una especie de plástico extraído de algas marinas que también era moldeado con capas de papel de estraza. En 1950 ya se hallaba en producción la fibra de vidrio para ser aplicada a algunas

Diagrama de los diferentes materiales y submontajes del Rockwell B-1.

ALUMINIO	41,3
ACERO	6,6
TITANIO	21,0
COMPUESTOS	3
FIBRA DE VIDRIO	30,8
CUARZO POLIMIDA OTROS	



La fibra de vidrio y el plástico reforzado con vidrio son materiales cada vez más atractivos para la construcción de ciertas estructuras aeronáuticas, especialmente los planeadores. El Glásflugel Hornet es un ejemplo típico de la moderna construcción de planeadores. El corte muestra la sección de un ala de fibra de vidrio y espuma de polistireno, ligera, flexible y muy uniforme.



partes de la estructura, por ejemplo los componentes aerodinámicos y los extremos de las alas que no soportaban presiones muy severas. La centrifugación del vidrio se moldea con un adhesivo de resina hasta formar una concha de una sola pieza, pulida y ligera que resiste la acción del tiempo y puede fabricarse con una considerable resistencia al impacto.

Numerosos diseñadores procuraron construir "aviones de plástico" completos, pero fueron obstaculizados en su empeño por la carencia de experiencia previa (de modo tal que las autoridades que debían juzgar la aeronavegabilidad del ingenio impusieron severos factores de seguridad con el propósito de evitar fallos, y, por tanto, obligando a que el aparato en cuestión resultara muy pesado) y por el hecho de que el vidrio es fuerte pero no duro y de este modo la estructura se distorsionaba más que si estuviese construida de metal.

Llegado este punto, resulta esencial mencionar brevemente la aeroelasticidad.

Miles de individuos han invertido toda su vida en la resolución de los problemas de aeroelasticidad, y se trata de una materia suficientemente profunda como para analizarla aquí en detalle. En la aviación moderna resulta imposible ignorar que ningún aeroplano o helicóptero es rígido, sino que puede distorsionarse o vibrar en un número ilimitado de formas.

En los primeros aviones las velocidades eran suficientemente bajas como para que esta cuestión fuese ignorada.

La aeroelasticidad está causada por las fuerzas aerodinámicas, las fuerzas elásticas en la estructura, fuerzas de inercia debidas a las masas del material, y algunas otras energías recibidas, y puede dar como resultado oscilación, embates, inversión del control (la superficie tiene un efecto opuesto al pretendido porque distorsiona la parte de la estructura de la que está suspendida), vibración y, la más seria de todas, la divergencia, en la cual la distorsión tiene el efecto de incrementar la fuerza que la provoca, de modo tal que puede llevar a la ruptura de toda un ala o cola.

Actualmente, todos los aviones son sometidos a pruebas de resonancia antes o durante el comienzo del programa de vuelos de prueba, mediante el procedimiento de suspenderlos cuidadosamente y luego "sacudirlos" mediante unidades que pueden hacer temblar toda la estructura con la frecuencia que se desee.

Muchos aviones, antes de que la aeroelasticidad fuese plenamente reconocida, oscilaban y se rompían antes de que el piloto pudiese controlar la condición que estaba provocando la oscilación. La vibración puede ser inducida en las pruebas de vuelo de dos modos, o bien excitando deliberadamente la estructura, a diferentes velocidades del aire, con sistemas de vibración controlables o activando un cohete de encendido rápido y fijado en el extremo del ala o en la cola (denominado "bonker"), que imparte una vibración como si fuese un martillo gigante. Las oscilaciones resultantes se miden con y sin sistemas tales como pilotos automáticos o con reguladores de guiñada.

En general, los aviones de madera han sido menos propensos a los problemas aeroelásticos que los aparatos de metal, pero esto se debe en parte al hecho de que los primeros volaban a bajas velocidades. Incluso hoy una proporción significativa de aeroplanos ligeros se construyen de madera, aunque esto se debe al hecho de que algunos de los constructores sencillamente carecen de las facilidades necesarias para ocuparse de una moderna construcción metálica. Allí donde se combinan una adecuada relación de resistencia y peso (resistencia: peso) y una limpia forma aerodinámica con bajas velocidades aéreas, como ocurre con los planeadores, la fibra de vidrio o el Glass Reinforced Plastic - GRP, Plástico Reforzado con Vidrio, resulta extremadamente atractivo. Una amplia y creciente proporción de planeadores son "de vidrio", y su flexibilidad proporciona al piloto un vuelo sereno sin presentar ninguno de los problemas aeroelásticos que podrían presentarse a mayores velocidades. El GRP también se utiliza en algunos componentes de los aeroplanos con motor e incluso en las palas de las hélices modernas, turbofans y conductos de turbofans.

Durante los primeros años de la posguerra se investigaron otros compuestos aplicables a la construcción aeronáutica, y entre ellos, el Durestos, un material resinoso mezclado y reforzado por pequeños filamentos de amianto. En volumen, el amianto tiene una pequeña resistencia (se piensa en él como en un blando aislante del fuego), sin embargo, muchas sustancias pueden desarrollar una resistencia formidable cuando se la convierte o aplica en finos filamentos. Esto es así porque un solo cristal de material tiene propiedades perfectas, en ocasiones millones de veces mejores que el material en masa en el que astronómicos números de cristales están unidos entre sí con débiles lazos. Incluso el propio vidrio, que no es un material que se cristalice, resulta mucho más resistente como un filamento fino que como una masa sólida.

Simple filamentos de amianto son incluso



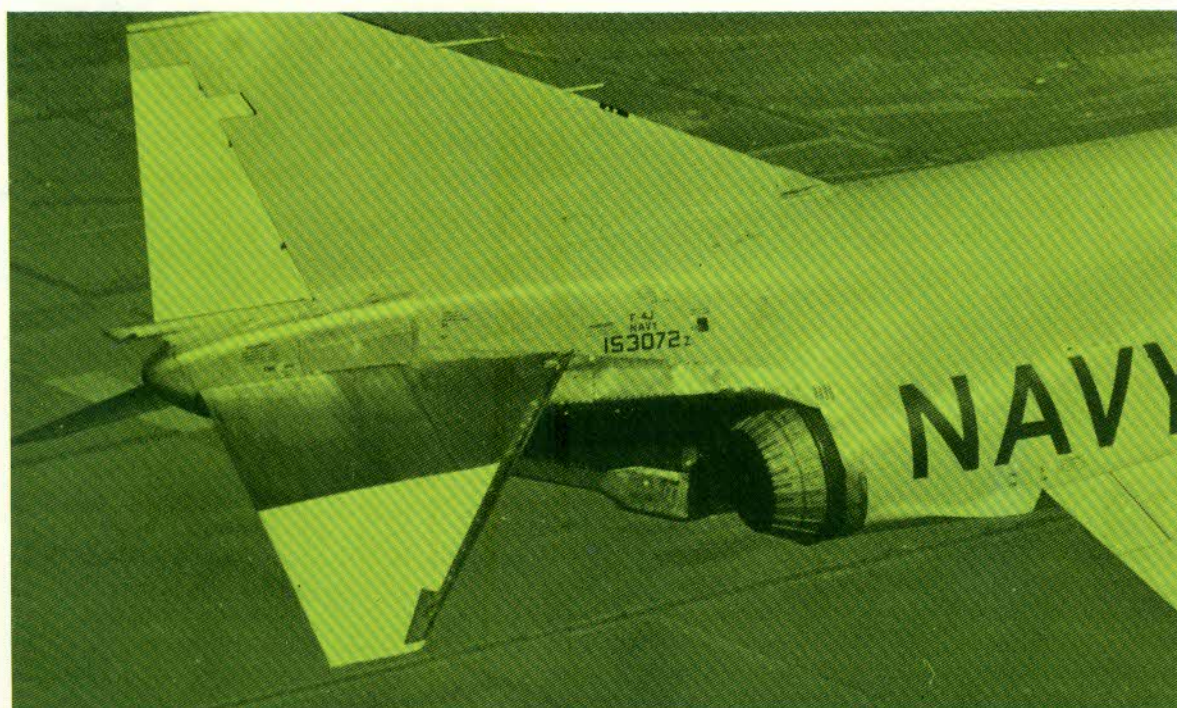
Los aviones de combate han incorporado avances en la eliminación de los problemas causados por la fatiga de materiales. Elementos como el carbono, el grafito y el titanio han sustituido a los materiales más convencionales.

mejores, pero resultan difíciles de obtener en longitudes considerables. En los años que van desde 1945 a 1955 se realizaron intensas investigaciones sobre varios compuestos para tratar de obtener una buena adhesión entre el filamento y la matriz, y para conseguir la mayor proporción del filamento resistente en el compuesto definitivo.

Obviamente, es imposible obtener un 100 % de eficacia porque debe existir una matriz para adherir los filamentos o las pequeñas fibras entre sí. Entre los demás compuestos sobre los cuales se inició el trabajo en aquella época habían filamentos de acero inoxidable en aluminio, sílice en aluminio y boro en magnesio.

Más adelante, en el período comprendido entre los años de 1963 a 1965, los trabajado-

res del Royal Aircraft Establishment en Farnborough, Gran Bretaña, produjeron fibras de carbón o grafito que parecían superar a todas las demás en su combinación, en resistencia, dureza y baja densidad. Estas fibras habían sido estudiadas en Japón, aunque no como un material estructural, y fue el equipo británico el primero en impulsar la "fibra de carbono" como un material que podía ser producido fácilmente en cantidad y empleado con eficacia. El primer método de producción consistió en calentar una fibra hecha por el hombre, el Polyacrilonitrile (PAN), en un horno hasta que convertía prácticamente en carbón puro y cristalino. Luego debía ser tratado con calor y estirado, al rojo blanco, para alcanzar una resistencia que, comparativamente con los metales, parecía un producto de ciencia ficción.



Una aplicación temprana del compuesto en lámina prensada boro-epoxídica se realizó en la fabricación de prueba de estabilizadores para los Phantom F-4.



Instalación de uno de los cuatro turboreactores Pratt & Whitney en un Boeing 747. Apéciense, en el borde de ataque, la "colección" de cables eléctricos (o). La planta motriz (m) será fijada en el soporte subalar (n).

Para pegar las fibras se utilizaron resinas seleccionadas formando así o bien *prepreg* (lámina prefabricada) o Carbon-Fibre Reinforced Plastic —CFRP— sólido (Plástico Reforzado con Fibra de Carbón), o un componente terminado mediante un proceso laborioso pero ideal denominado extracción del filamento, en el que una "estopa" de unos pocos miles de filamentos que presentaba el aspecto de una cuerda negra es enrollada sobre un molde hasta alcanzar la forma de la pieza requerida mientras se pega con adhesivos.

A diferencia de muchas fibras, el carbón o el grafito puede producirse en longitudes mensurables en millas. Cada filamento es mucho más fino que un cabello humano y no se romperá hasta que la fuerza ejercida sobre él no haya alcanzado un valor de 5, 10 e incluso 20 veces el límite requerido en los metales.

Comparada con el vidrio, la fibra negra es mucho más dura, de modo que una estructura CFRP puede fabricarse no sólo sorprendentemente fuerte y ligera sino también rígida. Los componentes de CFRP terminados pueden hacerse más fácilmente comprando *prepeg*, la forma estándar de la materia prima y luego cortarla (una hoja delgada puede cortarse con

tijeras) y moldearla al calor y presión hasta formar la parte deseada.

Desde un principio se reconoció que el CFRP no sería barato, aunque a lo largo de los años los costos han decrecido de un modo predecible en la medida en que las pequeñas factorías han dado lugar a una gran producción industrial.

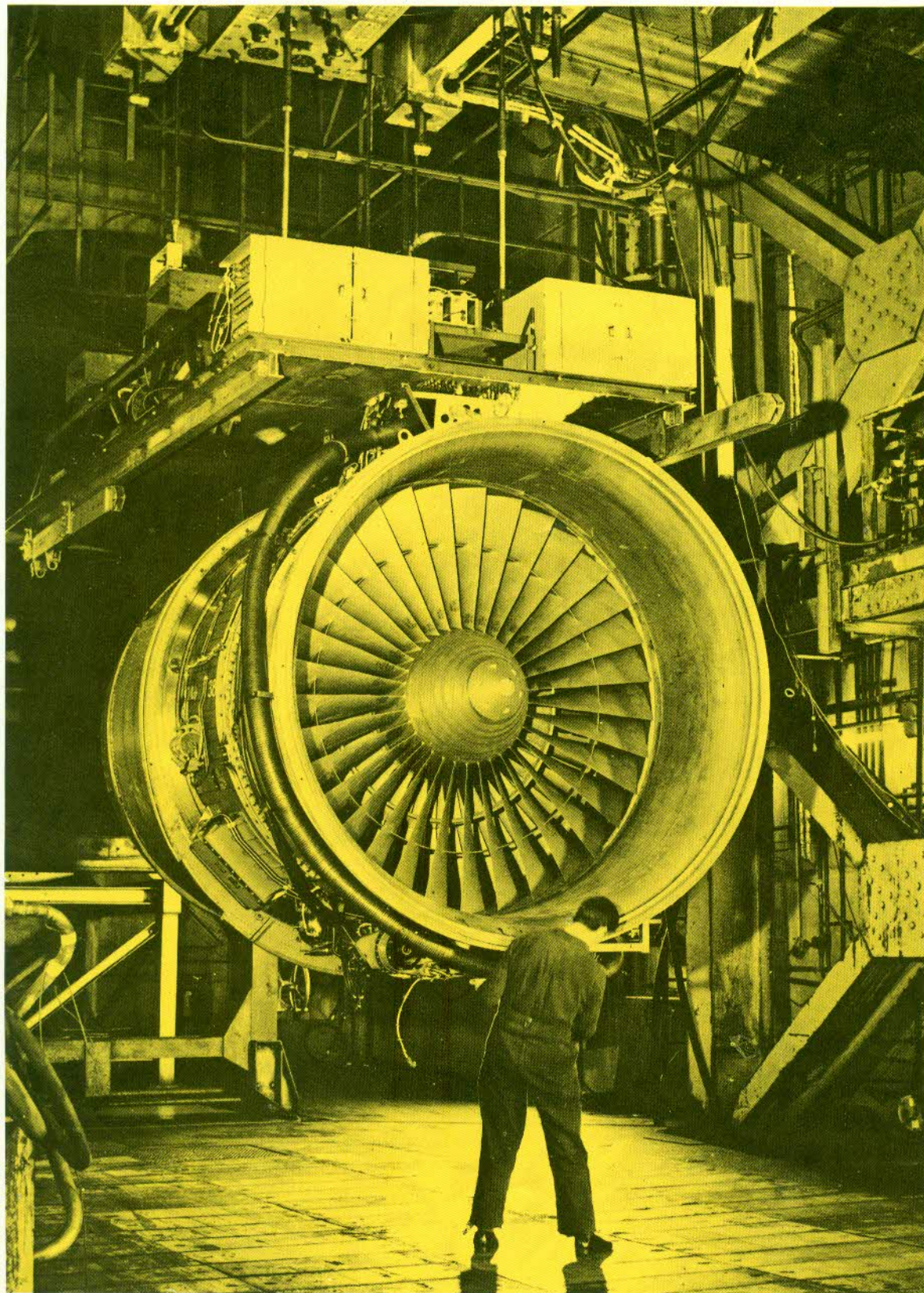
La fibra de carbón es intrínsecamente mucho menos costosa que su rival principal, el boro, desarrollado fundamentalmente por la fuerza aérea de los Estados Unidos de América, y que debe fabricarse depositando el metal de boro como vapor condensado en una atmósfera de tricloruro de boro, sobre un alambre de tungsteno al rojo blanco. El filamento de Boro, por tanto, crece sobre el alambre al rojo blanco como el crecimiento en anillos de un árbol. Así, puede fabricarse más gruesa que la fibra de carbón y es muy resistente y dura por lo que ha sido promocionada en los Estados Unidos en matrices de resina epoxídica, resina de poliamida de alta temperatura, resina fenólica, titanio, aluminio y mangnesio.

Con el respaldo de numerosos programas militares el filamento de boro, utilizado principalmente en el compuesto de boro epoxídi-

co, ha entrado en producción en los Estados Unidos para la industria aeronáutica desde el año 1973. Las primeras hornadas de láminas de boro-epoxídico costaron 209 dólares, los 400 grs., pero la producción del segundo año costó solamente 107, la misma cantidad y una vez en este nivel, los vendedores adujeron que el producto había alcanzado un costo comparable al del titanio.

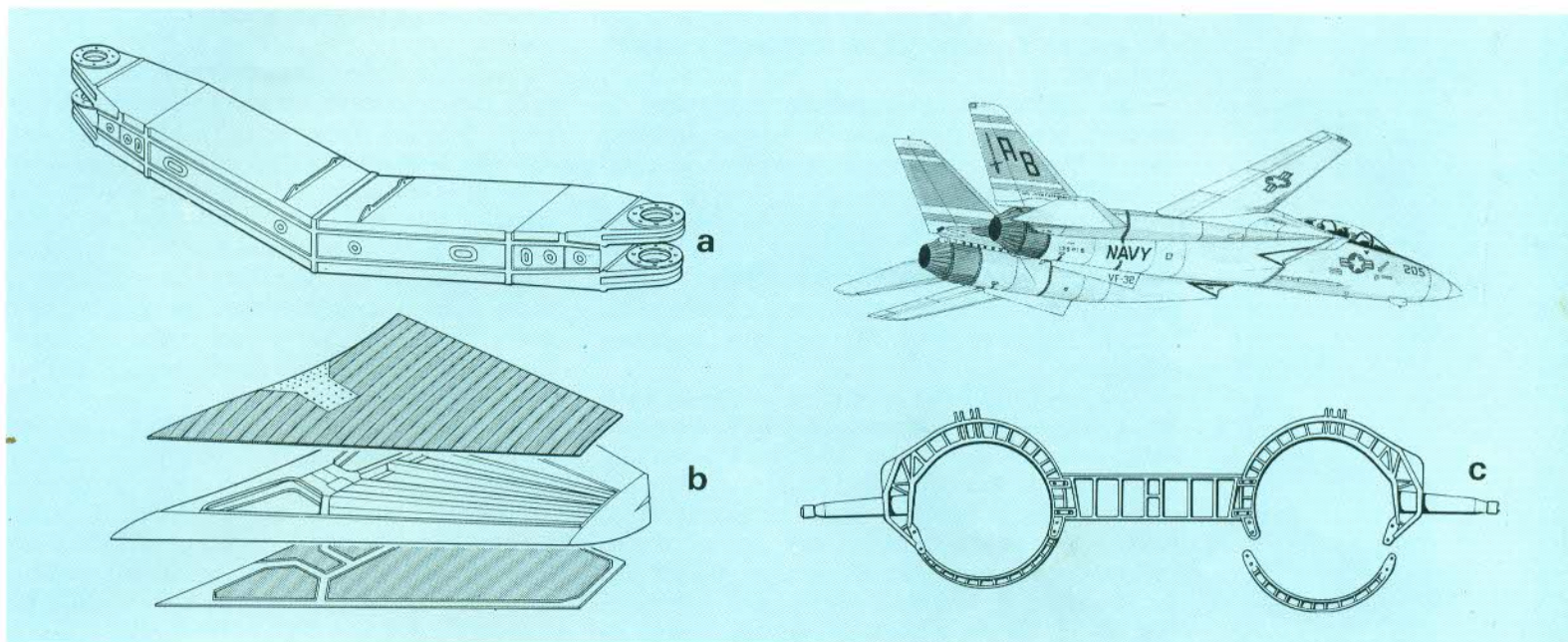
Entre los primeros empleos del compuesto boro-epoxídico incluyó el refuerzo del Gene-

ral Dynamics F-111 F, de alas variables, el endurecimiento de la viga de cola del Sikorsky CH-54B; completó el proceso de fabricación de 50 estabilizadores para los McDonnell Douglas Phantom F-4 en calidad de programa de pruebas (el avión entró en servicio en la forma normal); participó en la fabricación de los estabilizadores horizontales y verticales del McDonnell Douglas Eagle F-15. Desde el año 1973 la lámina de boro no ha reducido significativamente su precio, y con el beneficio que



La fibra de carbono fue utilizada en los álabes de la soplante del Rolls-Royce RB.211.





representó el interés de un mayor número de compañías por el CFRP, el boro se encuentra ahora ante un camino duro.

El CFRP no ha contado con el patrocinio de grandes programas militares porque en Gran Bretaña no ha habido ningún programa de este tipo, sin embargo, de un modo sereno ha conquistado un vasto número de mercados. A fin de demostrar su versatilidad puede reseñarse a título informativo que la mayor salida de fibra de carbón está dirigida a los palos de golf y muy cerca le siguen las demandas para raquetas de tenis y cañas de pescar.

La lámina prensada de fibra de carbón ha sido utilizada también para endurecer incontables estructuras de fibra de vidrio o aluminio, incluyendo entre ellas numerosas células de aviones, pero su verdadero mérito se observa con mayor claridad en los componentes diseñados para ser fabricados en CFRP. La aplicación inicial casi ideal fue la fabricación de los álabes de la soplante para el motor Rolls-Royce RB.211, donde el CFRP representó una notable proporción de la totalidad del peso del motor además de otras ventajas, pero se desaprovó por la incapacidad de la Rolls-Royce para hacer que el borde de ataque del álabe fuese lo suficientemente resistente a los impactos.

A menor escala, muchas firmas europeas entraron finalmente en producción utilizando el CFRP en las palas de rotor de helicópteros, pisos de aviones de transporte, superficies de control de aviones de combate (tales como el canard sueco *Saab Viggen*), recipientes presurizados con motores cohetes y muchos otros componentes. La mayoría de los clientes del Boeing 747 piden los suelos de CFRP británico porque resultan mucho más livianos que la variante alternativa consistente en un sandwich de aluminio/balsa y resiste al menos siete veces más. El CFRP se utiliza rutinariamente para equipar aviones de rendimiento modesto; por ejemplo, las puertas del tren de aterrizaje

del VFW-Fokker 614 son paneles de CFRP asegurados sobre un panel alveolar Nomex, que proporciona una reducción del 30 % del peso en relación con la construcción alternativa de GRP.

Construcción del Airbus A.300B

El Airbus A300B es el avión civil más moderno de cuantos prestan servicio. Seis países han colaborado en su diseño y construcción. Los principales miembros de la Airbus Industrie son Deutsche Airbus (MBB y VFW-Fokker) en Alemania, Aérospatiale en Francia, Fokker-VFW en Holanda, CASA en España y Hawker Siddeley en Gran Bretaña.

El diseño original y las pruebas fueron realizados por Hawker, Aérospatiale y Deutsche Airbus; estas compañías emplearon en el proyecto a 100.000 personas en 39 fábricas diferentes. De todos ellos, alrededor de 26.000 hombres están vinculados directamente al programa del A300B. Los componentes más grandes son las cajas alares izquierda y derecha, y solamente en el diseño del ala se emplearon un total de tres millones de horas de trabajo. Más tarde, Hawker añadió otras 900.000 horas de trabajo (estas horas-hombre significan la unidad de trabajo realizado por un hombre en una hora) en refinamientos aun cuando el diseño básico nunca fue modificado. En realidad, gran parte de esos refinamientos consistieron en hacer deliberadamente un ala "peor", simplificándola, debido a que en su forma original funcionaba superando todas las expectativas, hecho este constatado durante el período de 3.700 horas de ensayos a que se sometió el ala en el túnel de viento y completado hacia finales del año 1968 mediante la utiliza-

Página anterior:
Etapas finales del montaje de un 747: se inspecciona la estructura interior antes de proceder a su "amueblamiento" (asientos, rodillos guía de estiba, etc.).

ción de 41 modelos en seis túneles en Inglaterra, uno en Francia, dos en Alemania y uno en Holanda.

La compañía Aérospatiale construyó la sección central, que tiene la misma anchura que el fuselaje y forma una unidad integral con el fuselaje inferior central.

La compañía Hawker, en Chester, construyó las alas, y es allí donde los recubrimientos de las alas, las mayores piezas de metal de todo el aparato, son sometidas a un proceso de fresado según normas NC mediante enormes máquinas.

El recubrimiento comienza su producción en forma de planchas metálicas en Davenport, estado de Iowa, Estados Unidos. Un ordenador controla los cabezales de fresa a medida que reducen la plancha desde su grosor original hasta convertirla en un recubrimiento reforzado que pesa, cuando mucho, un 19 %. La montaña de virutas y astillas, que representan un 18 % de la plancha original, son recogidas y devueltas al proveedor de aleación ligera.

Los materiales que componen el ala no son siempre los mismos; los recubrimientos superiores son de una aleación de aluminio y zinc especial para resistir la compresión mientras que las superficies inferiores están com-

puestas de una sólida aleación de aluminio y cobre.

Cada ala tiene tres recubrimientos superiores y tres inferiores, estando las juntas por encima y por debajo de costilla 9ª, donde el soporte de la planta motriz se halla suspendido, en toda la longitud del larguero central. Este larguero que atraviesa longitudinalmente el avión entre las costillas del motor (costillas 9), es fabricado, lo que significa que está construido en numerosos elementos. El resto de la estructura primaria está íntegramente reforzado, endurecido, y fresado a partir de grandes planchas o piezas forjadas.

Los recubrimientos superiores e inferiores, mientras son fresadas, se sostienen por medio de numerosas cubetas de succión. Cuando una de ellas está acabada, el suministro de aire es invertido y el banco de la máquina herramienta, de 18,29 m. por 3,66 m., se convierte en un colchón de aire sobre la cual el recubrimiento "flota". Esto resulta de gran valor a la hora de colocar soportes exactamente en la posición requerida y al retirar el recubrimiento acabado.

Tras una exhaustiva inspección ocular y mediante el empleo de máquinas de control NC, con el objeto de verificar las dimensiones exactas y asegurar que no existen raspaduras y marcas producidas por las herramientas em-

Un Airbus de Air France.



pleadas, los recubrimientos son comprimidos en una prensa de 1,200 toneladas hasta conseguir aproximadamente el perfil de la superficie de sustentación alar. Una vez salido de la prensa se le imprime la curvatura necesaria con absoluta precisión.

Durante la Segunda Guerra Mundial, la figura popular de la industria de la aviación era "Rosie la Remachadora", una muchacha presurosa y dispuesta con una pistola de remachar. En la construcción de un avión moderno como el A300B todavía es posible el empleo de remachadores manuales de este tipo, aun cuando resulten difíciles de encontrar en tal tipo de producción.

En la construcción del ala, la filosofía nunca se altera; máquinas gigantescas, control del proceso por medio de ordenadores, y resultados precisos.

El fresado se ejecuta automáticamente, con una superficie terminada de 152.4 micro-centímetros o mejorando los 76.2 micro-centímetros si los agujeros son luego fresados. Los larguerillos que sostienen cada refuerzo son colocados en su posición y fijados y es entonces cuando una máquina Dirvmatic se desplaza sobre cada larguerillo colocando en frío los remaches, utilizando para ello un suministro automático de remaches sin cabeza. Cada uno es automáticamente enrasado mediante una pequeña fresa cortadora tan pronto como se coloca.

Posteriormente, los recubrimientos reforzados son sostenidos en un gigantesco soporte de ensamblaje donde se monta la caja del ala. Las operaciones son tan grandes y tan precisas que todo el soporte debe ser articulado mediante viguetas de aleación ligera que tienen el mismo coeficiente de expansión que los largueros y los recubrimientos del ala, ya que de otro modo un ala ajustada en invierno no se adecuaría en tiempo de verano.

La plantilla de montaje del ala se compone básicamente de siete pares de columnas cilíndricas sobre las que se montan los numerosos puntos de situación que aseguran no sólo que el ala tendrá exactamente la forma correcta, sino también que encajará precisamente en la sección central que se fabrica en Francia.

La mayoría de las juntas entre los pesados largueros y los recubrimientos se realizan mediante pernos Hi-Lok o Taper-Lok, cada uno de los cuales encaja como el mecanismo de un reloj.

Tras el montaje, la caja del ala tiene el perfil adecuado, desde su nacimiento hasta el extremo ya fresado, y debe ser sellada perfectamente para convertirse en un tanque de combustible integral.

Estos enormes depósitos finalmente se convierten en compartimientos muy complejos con infinidad de secciones, elementos de guía del combustible, conductos, bombas impulsoras, drenajes (cuya posición se decide tras exhaustivos estudios con modelos del ala de un quinto de su tamaño real) y recubrimientos de toma de aire situadas en grandes agujeros alrededor de los cuales el recubrimiento



Línea final de montaje del Airbus en Toulouse, Francia.

tiene un espesor máximo de 25,4 milímetros.

Una vez que la caja del ala está terminada, el par correspondiente a un Airbus se carga en un avión Aero Spacelines Super Guppy y son llevadas a Bremen, en Alemania, donde se incorporan las superficies móviles. La mayoría de ellas son confeccionadas en Holanda por la Fokker-VFW y comprenden, sobre cada ala derecha e izquierda, lo siguiente: un flap interior Fowler; dos aerofrenos interiores, un alerón de velocidad total (alineado con la planta motriz), dos flaps Fowler exteriores; cinco aerofrenos exteriores, un alerón de velocidad reducida en el extremo del ala; tres secciones de slats y, en los modelos B2K y B4, un flap Kruger y una "ranura" retráctil dispuesta sobre el fuselaje con el objeto de proporcionar un perfecto perfil de borde de ataque sin la distancia interalar observada en otros aviones. Estas superficies son fabricadas remachando e incorporando estructuras aseguradas y dispuestas en forma de panal de abeja.

En los diseños de aviones modernos es característico que se realicen estudios extensivos con ordenadores para decidir a cerca de los materiales que se emplearán en las guías a lo largo de los cuales se desplazan los slats y los flaps.

La respuesta está dada por piezas forjadas en titanio para los slats y aleaciones ligeras forjadas para los flaps, con las caras de las guías fabricadas en láminas de acero resistentes a la fatiga.

El mismo tipo de atención al detalle y precisión extrema, incluso en componentes tan grandes como una casa, caracteriza a la construcción de las secciones del fuselaje y los planos de cola en Alemania; el morro, el puente de vuelo y los soportes de la planta motriz en Francia y el plano fijo horizontal de cola y las puertas en España.

Por último, el Super Guppy transporta todos los componentes a la planta de montaje en Toulouse, donde poderosos gatos y soportes colocan a cada una de ellas en la posición exacta exigida para ser montada. Los impresionantes trenes de aterrizaje Messier Hispano son colocados y en unos pocos días el avión se

sostiene sobre sus diez neumáticos.

Las plantas motrices General Electric, de las que el 61,3 % es enviado desde los Estados Unidos y el resto (incluyendo algunos de los componentes tecnológicamente más avanzados) es construido en Alemania y Francia, son colocados dentro de sus enormes góndolas que se fabrican en una factoría norteamericana emplazada en Toulouse, Francia.

El proceso de convertir la célula desnuda en un Airbus terminado ocupa varias semanas y representa mucho más de la mitad del costo total. Miles de componentes llegan desde las fábricas en Francia, los Estados Unidos, Gran Bretaña, Alemania y otros países europeos, y el gigantesco tamaño del avión facilita su instalación permitiendo que varios operarios trabajen a bordo al mismo tiempo.

Toneladas de material de equipamiento, incluyendo los correspondientes al aislamiento térmico y sónico se encuentran entre las últi-

mas partes a ser montadas antes de que comience a tomar forma la fisonomía interior del aparato según el gusto del cliente.

Antes de que su equipamiento y amoblamiento sea completado el "avión verde" (es decir, sin equipar y sin avionica) puede comenzar su aceptación de vuelo. Pasará un día o dos en la unidad de pintura más moderna del mundo donde se revestirá el exterior del aparato utilizando pinturas resistentes a la intemperie con base epoxídica y según los colores característicos de la aerolínea nacional de que se trate.

La librea del cliente es aplicada con precisión, en parte manualmente y en parte automáticamente, aplicada con aerosoles, brochas y pinceles desde góndolas montadas sobre brazos telescópicos. Un pintor puede desplazarse rápidamente desde el morro del aparato hasta el extremo de la cola a casi 17 metros por encima del nivel del suelo.



Flaps y slats en un Airbus de Air France.

AVIACION MILITAR

Tecnología

Ninguna de las creaciones del hombre ha experimentado un desarrollo más rápido que el revelado por la nueva tecnología de la aviación moderna.

La dinámica del gas (o sea, el comportamiento del aire o del gas en movimiento), los nuevos materiales, las nuevas configuraciones de los motores, los nuevos tipos de estructura, las nuevas armas, el procesado y despliegue de la información, métodos de navegación, sistemas ideados para mover o controlar objetos a distancia y, tal vez por encima de todo ello, el vastísimo campo de la electrónica, todo ha sido impulsado a marchas forzadas por imperativos de las necesidades de la aviación y, consecuentemente, han contagiado esta dinámica de progreso a toda la sociedad y la industria y a cualquier aspecto de la vida moderna. Algunos de estos progresos han sido examinados en capítulos especiales (particularmente en lo que se refiere a motores y estructuras, proyectiles o cohetes). Otros avances se han explicado en los capítulos dedicados a determinadas clases de aviación, o en aquellos que se ocupan estrechamente de la aviación militar y civil.

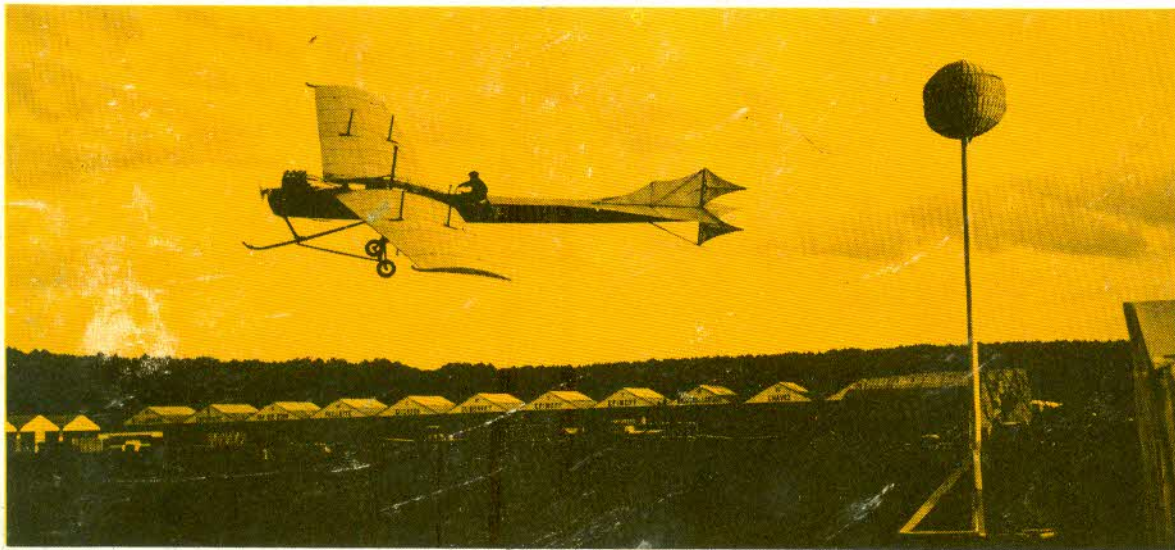
En este capítulo se pretende aportar una amplia panorámica de los principales avances experimentados en el campo de la aviación, haciendo hincapié esencialmente en el propio avión, aun cuando resulte innecesario señalar que la aviación ha determinado también enormes progresos en otros aspectos tan variados como fundamentales.

lizado por los hermanos Wright es el que afirma que establecieron una forma errónea de aeroplano. Colocaron la cola horizontal al frente, la deriva atrás, utilizaron configuraciones biplanas por doquier, situaron al piloto sobre el ala a un lado del eje central a fin de equilibrar el peso del motor emplazado al otro lado, y utilizaron transmisión de cadenas para gobernar dos hélices impulsoras.

Esta distribución presentaba muchos inconvenientes y numerosos pilotos, en la primera época, apreciaron la simplicidad de fijar simplemente la hélice al motor, aun cuando luego no estaban muy seguros de si debían hacer que la hélice arrastrara el aparato o lo empujara.

Solamente se debe estudiar los aeroplanos de Louis Blériot para observar sin ninguna duda todo lo indecisos que eran los diseñadores de la época. Algunos de los aeroplanos de Blériot eran de tracción (con la hélice delantera) y algunos eran propulsivos, mientras que la disposición de la cola y las superficies de control variaban día tras día. Hubo muchos diseñadores que utilizaron alas en tándem e incluso alas circulares.

Hacia 1910 los diseñadores, aunque no todos ellos, habían acordado que el aeroplano clásico tenía uno o más tipos de alas cerca del Centro de Gravedad (CG), y superficies de cola verticales y horizontales. Hasta el año 1950, era casi universal poseer una aleta fija que portaba un timón de dirección articulado y un plano de cola fijo (estabilizador) que portaba



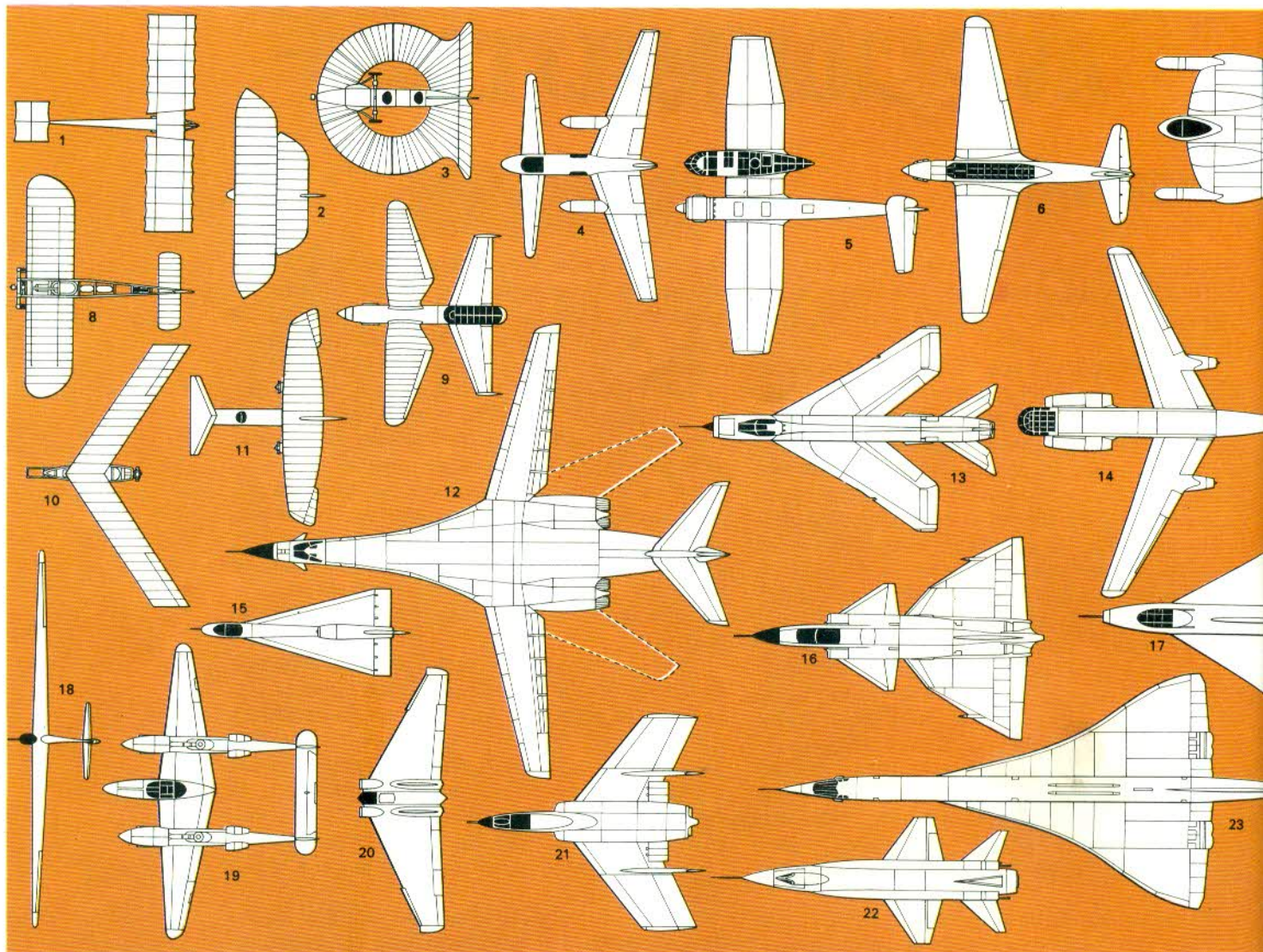
Los Antoinette de Levassieur establecieron algunos rasgos que habrían de convertirse en comunes en los aviones posteriores. Entre ellos se incluía un plano principal frente al plano de cola y una hélice de tracción.

Forma

Uno de los argumentos esgrimidos por aquellos que intentan menospreciar el trabajo rea-

elevadores o timones de profundidad articulados.

En general, cuando más alejadas se encuen-



Configuraciones de aviones:

- 1.- Santos Dumont 14 bis
- 2.- Pou du Ciel
- 3.- Monoplano circular Lee-Richards
- 4.- Miles M.39, Libellula
- 5.- Blohm und Voss Bv 141
- 6.- Fairey Battle
- 7.- Chance Vought Pancake XF7U "Pancake"
- 8.- Blériot XI
- 9.- Arsenal Delanne
- 10.- Dunne tailless
- 11.- Focke-Wulf Ente
- 12.- Rockwell B-1
- 13.- BAC Lightning
- 14.- Junkers Ju 287
- 15.- Handley Page hp 115
- 16.- Saab Viggen
- 17.- Convair XF-92A
- 18.- Puffin
- 19.- Lockheed P-38 Lightning
- 20.- Northrop XP-79
- 21.- Chance Vought Cutlass
- 22.- North American X-15
- 23.- Concorde

tren estas superficies del Centro de Gravedad (CG), más pequeñas deben ser, porque el momento (efecto estabilizador o de giro) es aproximadamente proporcional a la superficie multiplicada por la distancia desde el eje de rotación.

El Canard

Probablemente, la principal configuración alternativa de aeroplano sea el "canard" (pato en francés), aparato con la cola al frente. Resulta extraño contar con un diseño en el que todas las superficies de "cola" se hallen al frente; normalmente, un canard tiene los estabilizadores al frente y la deriva detrás. Una razón que explica esta configuración es la que de que si los estabilizadores se emplean para disminuir la velocidad del avión más allá de la velocidad mínima de sustentación determinaría automáticamente que el avión inclinara el morro hacia abajo, recuperando por tanto la velocidad y retornando a un vuelo controlable, mientras que con estabilizadores emplazados atrás la disminución de la velocidad más allá de la velocidad mínima de sustentación sería desastrosa.

El Profesor Focke construyó un canard en el año 1909 y luego prosiguió ensayando

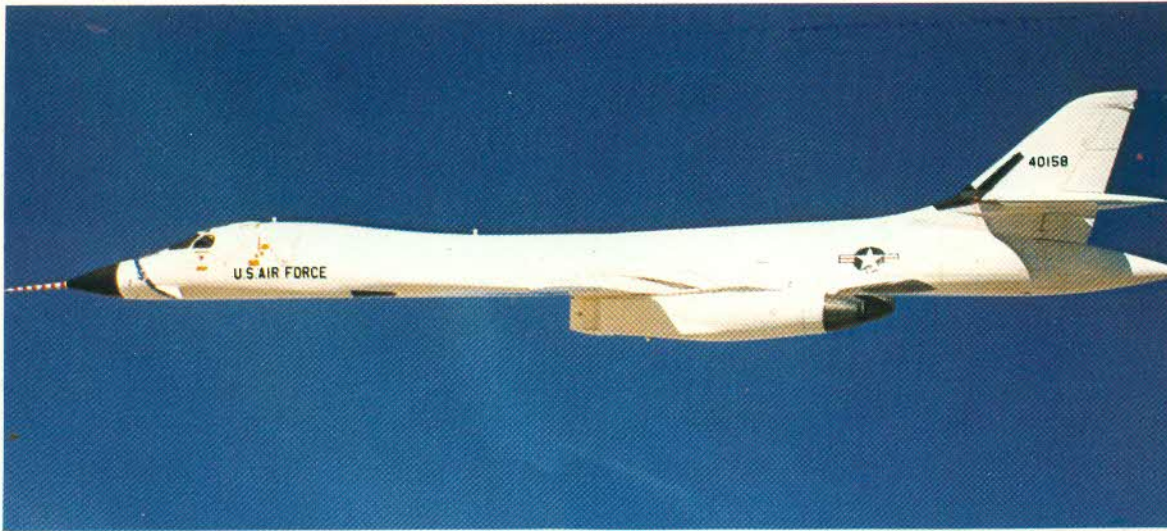
exhaustivamente el *Ente* (pato en alemán) en el año 1930, llegando finalmente a la conclusión de que no proporcionaba mayores ventajas.

Algunos diseñadores, entre los que se incluían Delanne y Miles, experimentaron con un formato diferente en el que, esencialmente, aparecían dos alas. La idea de Delanne, basada en una idea rusa anterior consistía en que el ala principal debería emplazarse en un plano ligeramente más alto que el ala posterior, para actuar como un aleta de ranura de borde de ataque (slat).

Entre los años 1941 y 1943, Miles fabricó el Libellula (una especie de libélula o caballito del diablo) y su aparato recurría nuevamente al tipo de alas en tándem.

La ventaja principal que presenta el aeroplano de alas en tándem consiste en que posee un Centro de Gravedad (CG) cuyo recorrido es mucho más largo que el normal; en otras palabras, puede volar con seguridad con una cantidad importante de carga situada en el frente o en la sección trasera del aeroplano.

Durante la Segunda Guerra Mundial aparecieron numerosos cazas de combate de tipo canard, con derivas tanto por delante de la hélice de propulsión como sobre los bordes de fuga o las puntas alares. Recíprocamente, el



El Rockwell International B-1 es el mayor avión en vuelo con alas de geometría variable.

Messerschmitt Me 163, pertenecía a la familia denominada *sin-cola*, que no presentaba ninguna superficie horizontal. A partir de 1945, los cazas a reacción continuaron diseñándose de acuerdo a estas formas poco usuales y las configuraciones delta sin cola con un ala de forma más o menos triangular se convirtieron en modelos corrientes.

El ala delta resolvió límpidamente numerosos problemas: los elevadores o timones de profundidad podían hallarse muy por detrás del CG para obtener un mejor control; el ala podía tener una relación de grosor/cuerda del ala muy bajo (la envergadura dividida por la cuerda media del ala, es decir, la distancia del bordo de ataque al borde de fuga), y el resultado fue una baja resistencia transónica al avance.

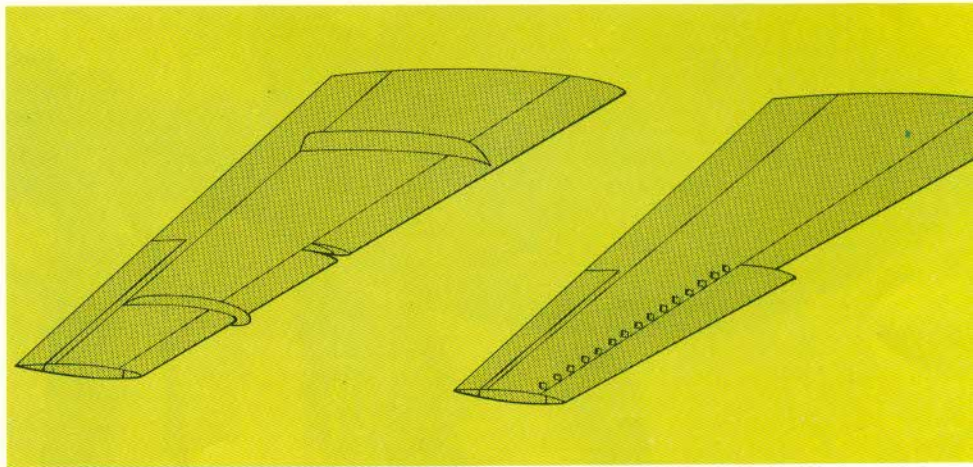
Finalmente, los diseñadores de aviones de combate comprendieron que el ala óptima es una de configuración convencional pero con un pequeño alargamiento. Un caza necesita un ala de gran superficie para poder contar con una máxima capacidad de maniobra, y una baja relación g/c para su desempeño supersónico. A fin de poder transportar grandes cargas, el ala necesita dispositivos de alta sustentación mientras que los aviones polifuncionales necesitan un ala de geometría variable montada sobre articulaciones. En esta disposición, las alas pueden abrirse a fin de proporcionar una superficie mayor durante el despegue, el vuelo a baja velocidad y el aterrizaje, o pueden plegarse a fin de proporcionar una envergadura mínima durante los vuelos supersónicos.

Resulta particularmente importante contar con la menor envergadura posible y la menor superficie durante el vuelo supersónico a baja altura con el propósito de evitar que la tripulación tenga un viaje desapacible. Un bombardero, el Rockwell International B-1, cuenta incluso con un sistema Low-Altitude Ride Control (LARC) —Control de Vuelo a Baja Altura— que es sensible a la turbulencia atmosférica y opera las superficies de control del avión para contrarrestar dicha turbulencia y mantener el compartimiento de la tripulación en una línea de vuelo recta y uniforme.



El Martin X-24B es un avión de morfología poco usual. Es un avión sin alas, en el que toda su estructura actúa como superficie de sustentación.

En la década de 1950 se diseñaron una serie de dispositivos para resolver los problemas que presentaban las alas de alta velocidad. Las dos alas que aparecen en la fotografía son la sawcut (corte de sierra) a la izquierda, y la dogtooth (diente de perro) a la derecha. La sawcut incorpora limitadores de la capa límite. La dogtooth actúa como una combinación de generador de vórtices y limitador de capa límite.



Alargamiento alar

El alargamiento es fundamental en el diseño de un avión. Tanto el aeroplano más lento como el más eficiente necesitan contar con un alargamiento lo más alto posible; los planeadores y los aviones propulsados por el hombre

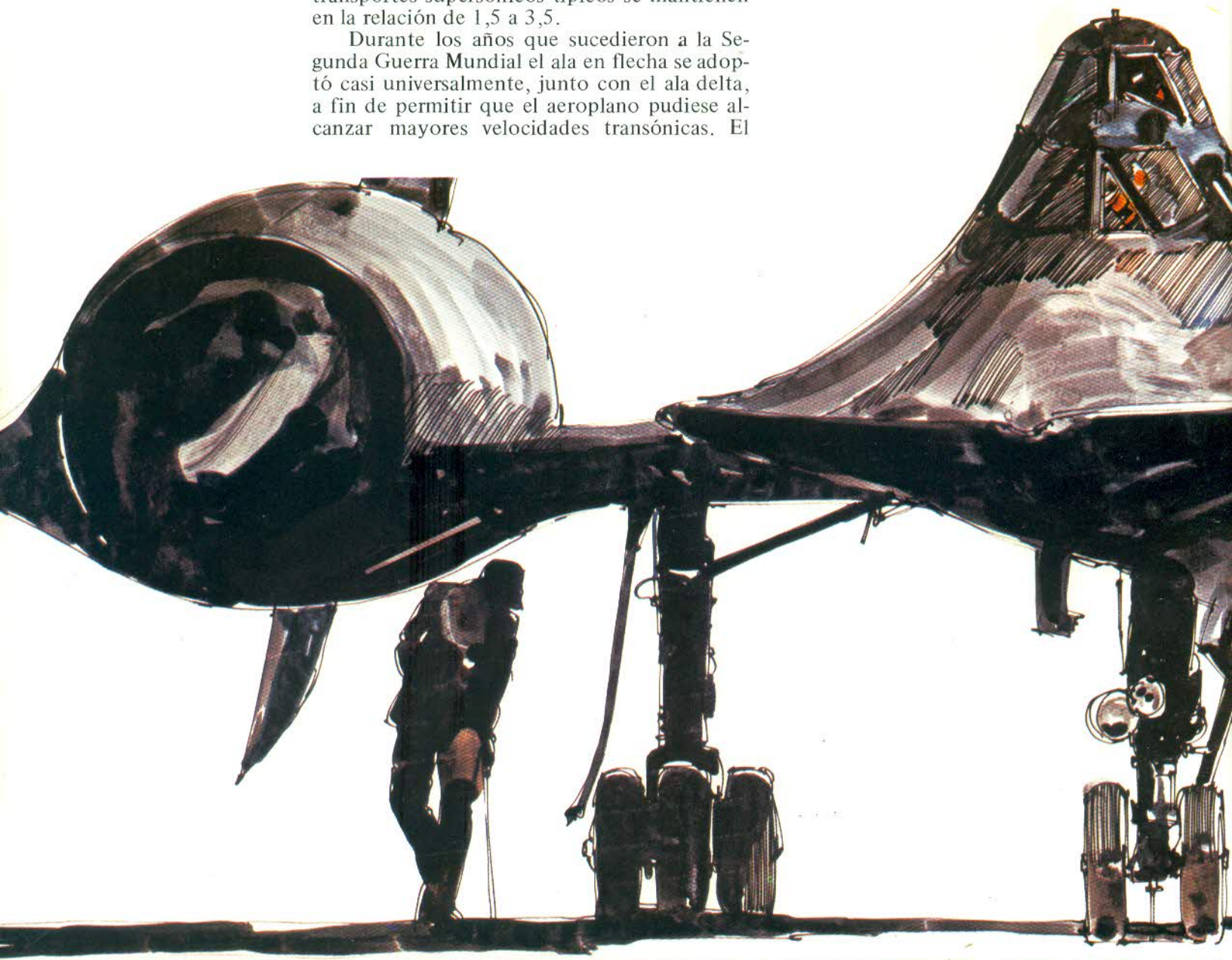
El ala delta resolvió numerosos problemas de diseño en los vuelos a altas velocidades. En la fotografía, un Mirage 50.



tienen alas extremadamente delgadas con un alargamiento de 25 a 35 a fin de actuar sobre el mayor flujo de aire posible. La mayoría de los aviones tienen un alargamiento entre 5 y 11, mientras que los cazas de combate y los transportes supersónicos típicos se mantienen en la relación de 1,5 a 3,5.

Durante los años que sucedieron a la Segunda Guerra Mundial el ala en flecha se adoptó casi universalmente, junto con el ala delta, a fin de permitir que el aeroplano pudiese alcanzar mayores velocidades transónicas. El

primer avión de aerolínea a reacción, el de Havilland Comet, tenía una planta alar casi recta, sin embargo el Tupolev Tu-104, el Boeing 707 y el Douglas DC-8 tenían alas en flecha con un ángulo de 37° , hoy, no obstante, son raros



los aviones que presentan una morfología de alas muy aflechadas.

Los aviones más veloces, como por ejemplo el X-15 norteamericano y la familia de los Lockheed A-11/YF-12/SR-71 Blackbird, no poseen flecha en absoluto. En general, los aviones de gran autonomía actuales tienen una flecha mayor y los aviones de menor autonomía una menor, pero la tendencia de todos los transportes subsónicos está encaminada a la construcción de alas más delgadas y menos aflechadas.

Durante los primeros años de la década de 1950, una serie de problemas vinculados a la producción de los primeros tipos de ala transónicas o supersónicas condujo a una sucesión de "dispositivos fijos" que han ocupado su lugar como rasgos permanentes del diseño de aviones. Uno de ellos es el generador de vórtices, que es una pequeña aleta no mayor que una carta o naípe, fijada angularmente con respecto al flujo del aire. Detrás de ella flama un vórtice o turbulencia, que aunque incrementa la resistencia, levanta las capas bajas del flujo y mezcla el flujo libre de alta velocidad con la débil capa límite inmediata a la superficie alar. Otro "fijo" es el interruptor de flujo o inductor de la pérdida, una pequeña proyección a lo largo del borde de ataque de un ala y que provoca la ruptura del flujo de aire a altos ángulos de ataque (ángulo respecto del flujo de aire). Esto asegura que la entrada en pérdida comenzará en el borde de ataque y no en alguna otra porción del ala provocando posibles pérdidas del control del avión.



Un fallo común en las primeras alas en flecha y alas delta consistía en la pronunciada desviación del flujo del aire hacia los extremos de las alas, especialmente sobre el extradós, provocada a menudo por una región de alta presión sobre el ala resultante de ondas de choque locales, las fuertes ondas de presión que se forman cuando se produce el flujo supersónico.

El ala ideal es aquella en la que el flujo de aire pasa recto desde el borde de ataque al de fuga, como se ha visto, y la respuesta más simple y pura al flujo exterior o transversal consistió en agregar un fence, un tabique delgado alineado con la dirección longitudinal envolviendo el borde de ataque y extendiéndose hacia atrás a través de la superficie superior.

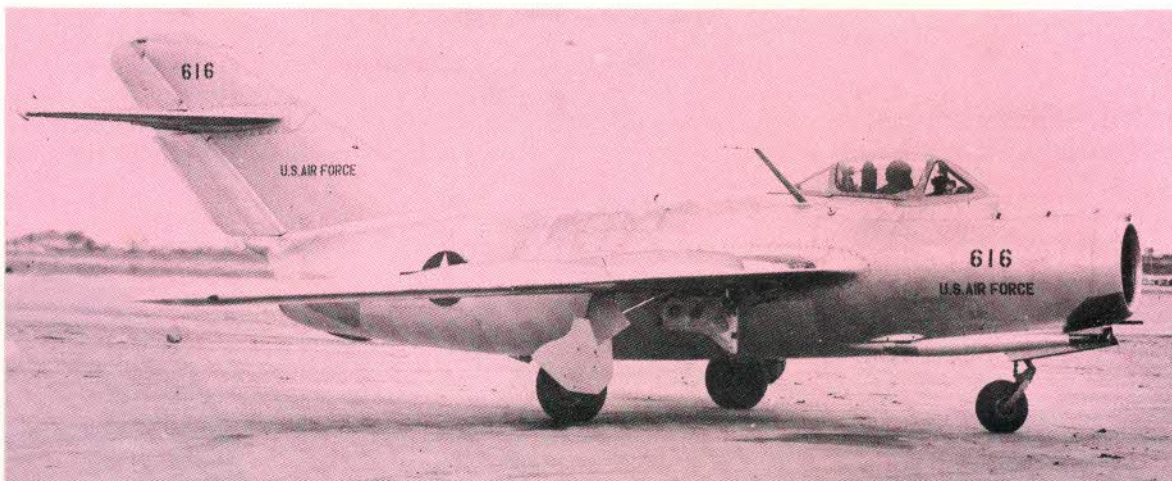
Después de la Segunda Guerra Mundial, las alas en flecha fueron adoptadas casi universalmente. El DC-8 está equipado con alas aflechadas hacia atrás en un ángulo de 35°



El X-15, el avión más rápido que haya volado jamás no presenta ningún aflechamiento hacia atrás. Tiene un alargamiento alar de 2,5 y la cola y el ala son del mismo grosor.



Otra solución para limitar la capa límite son los fences. En el MiG-15 de la fotografía pueden apreciarse los fences con absoluta claridad.



Algunos cazas de combate soviéticos MiG tienen hasta seis de estos fences o guías, e incluso todavía hoy cuatro son un número común en dichos aviones.

Otro de los "fijos" utilizados durante los primeros años de la década de 1950 es el *dogtooth* (diente de perro). Las primeras alas en flecha o delta eran frecuentemente perfeccionadas extendiendo la cuerda del ala de la porción exterior, e inclinando el borde de ataque prolongado ligeramente hacia abajo con el objeto de reducir el ángulo de ataque a gran altitud.

En la mayoría de los aviones el borde de ataque forma una discontinuidad más grande, denominada *dogtooth* (diente de perro, porque toma la forma de un diente canino curvo en el extremo). Esto crea un poderoso vórtice que actúa sobre el ala, especialmente a elevados ángulos de ataque, y por tanto

actúa como un generador de vórtices y un fence combinados.

Existe todavía otro rasgo típico que se hizo característico a principios de la década de 1950 en los cazas más veloces: el ala de incidencia variable, que en vez de estar fija rígidamente al fuselaje está montada sobre pivotes. En realidad, la posición de esta ala (su ángulo de ataque o de incidencia) no puede alterarse por ninguna condición de vuelo dada; el efecto de los pivotes es el de provocar la posición del fuselaje que ha de ser alterada. En el caza Vought F-8 Crusader, un ala de incidencia variable permite que el avión aterrice con el fuselaje en una posición nivelada, o incluso con la proa ligeramente baja, permitiendo al piloto una excelente visibilidad frontal y permitiendo también que el tren de aterrizaje principal sea corto.

Aviones muy veloces

Los aviones extremadamente veloces presentan sus propios problemas. El bombardero norteamericano XB-70 Valkyrie que tenía estabilizadores delanteros tipo *canard*, fue diseñado para hacer uso de "sustentación por compresión" provocada comprimiendo el flujo detrás de las ondas de choque debajo del ala. A velocidad supersónica, el aire se ve forzado a pasar debajo del ala entre los extremos del ala inclinados hacia abajo y la enorme caja que contiene los seis motores. A velocidad subsónica, los extremos de las alas (que estaban articulados) eran elevados a su posición normal.

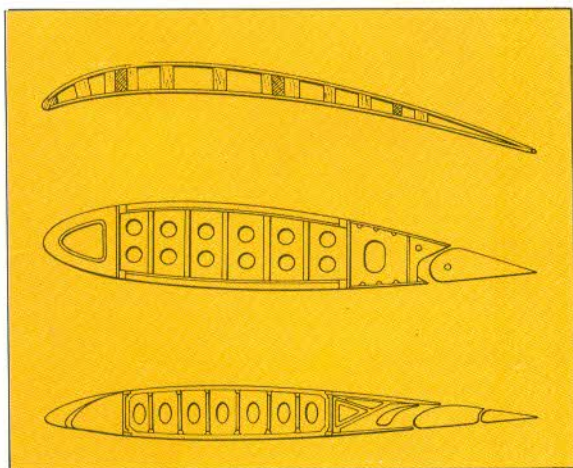
El XB-70 fue uno de los primeros aviones modernos que contó con dos derivas. En la década de 1930 los diseñadores adjudicaban con frecuencia a los aviones dos o más planos de deriva, a veces con la finalidad de emplazar las aletas y los timones de dirección en la corriente de aire proveniente de los motores montadas sobre las alas.

la vertical. Con frecuencia, por razones estructurales o aerodinámicas, el plano horizontal se monta en lo alto del plano vertical dando origen a la así denominada cola en forma de T.

La mayoría de los aeroplanos con dos estabilizadores verticales son cazas de superioridad, habiendo sido el primero el Mikoyan MiG-25. Dos planos de cola verticales pueden proporcionar un mayor poder de maniobra, especialmente a altos ángulos de ataque durante un combate aéreo cerrado. Asimismo, también proporcionan una cierta medida de duplicidad (en el McDonnell Douglas F-15 Eagle, cada deriva vertical por sí sola puede controlar el aparato) y reducen la altura total; resultaban necesarias en el Grumman F-14 Tomcat para conservar la altura a 5,18 m. para realizar una correcta maniobra de ajuste de hangares de carga.

Existe todavía otro rasgo característico de los últimos cazas de superioridad: una larga aleta delantera, extensión de la raíz alar que posee un borde aguzado para crear una fuerte

El ala de incidencia variable del F-8 Crusader ayuda en el despegue y el aterrizaje.



turbulencia a elevados ángulos de ataque e incrementar la sustentación y mejorar el control. Un rasgo semejante puede observarse en el transporte supersónico anglo-francés Concorde.

Mayor sustentación

La sustentación de un ala es proporcional a su perfil (el perfil del corte transversal o el corte de la superficie de sustentación), a su superficie y al cuadrado de la velocidad del aire. Por lo tanto la sustentación a 200 km/hora no será el doble de la sustentación a 100 km/hora sino cuatro veces esa cifra. También depende de su emplazamiento respecto del flujo de aire, o ángulo de ataque.

La mayor parte de las alas deben ser orientadas ligeramente hacia un ángulo de ataque negativo (morro hacia abajo) antes de que proporcionen ninguna sustentación. En un ángulo negativo más pronunciado proporcionarán una sustentación negativa, en otras palabras, una fuerza descendente; esta es la configuración característica cuando el avión realiza un vuelo invertido.

Hoy, con excepción de aquellos aviones que por una serie de razones diversas tienen dos fuselajes de cola (como por ejemplo el Rockwell OV-10 Bronco y el Arava de la Israel Aircraft Industries, que necesita dos fuselajes porque la carga debe ser estibada a través de una puerta posterior entera), virtualmente todos los aeroplanos tienen un solo plano de co-

*Gráfico izquierda:
Perfiles de tres secciones de ala (de arriba hacia abajo), el Blériot XI, el Avro Lancaster y el Boeing 727. Una mayor información sobre la construcción de los distintos tipos de ala puede hallarse en el capítulo pertinente: Células (Estructuras).*

Slats

Durante los primeros tiempos de la aviación, la entrada en pérdida resultaba fatal. Podía conducir a una barrena plana, condición estabilizada en la que el avión se precipita a tierra en espiral, con pérdida total del control.

Aproximadamente en el año 1920, Frederick Handley Page perfeccionó un dispositivo que posponía o retardaba la entrada en pérdida; para ello, agregó una pequeña aleta auxiliar (Winglet) al ala, denominada slat, delante del borde de ataque alar. En un ángulo de ataque alto, la sustentación ejercida sobre el slat le apartaba del ala principal deslizándola sobre sus articulaciones de sujeción, abriendo una

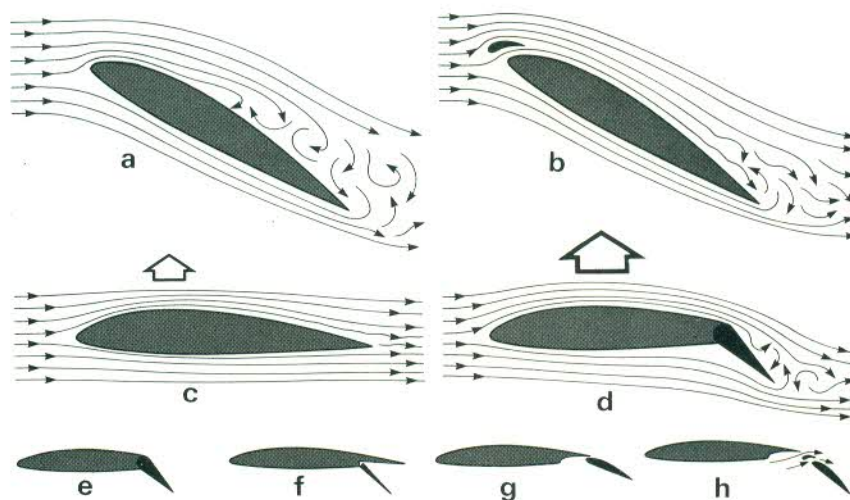
cuerda en la raíz alar) pero cuya envergadura es reducida, en otras palabras con bajo alargamiento alar, no siguen el comportamiento clásico cuando el ángulo de ataque se incrementa. Cuando el ángulo alcanza aproximadamente los 20° , en cuyo momento las alas ordinarias hubiesen entrado en pérdida, la sustentación alcanza un máximo y no se produce ninguna entrada en pérdida.

Si el avión tiene potencia suficiente puede continuar su vuelo en ángulos tan elevados como de 60° , con el morro apuntando hacia arriba. La resistencia al avance es entonces extremadamente alta, pero la sustentación es todavía igual al peso y el vuelo puede continuar.



El McDonnell Douglas F-15 Eagle está equipado con dos derivas cada una de las cuales, por sí sola, puede ejercer un perfecto control del aparato.

Flaps y slats: (a) flujo de aire a elevado ángulo de ataque; (b) flujo de aire mejorado mediante la adición de un slat de borde de ataque; (c) flujo de aire durante el vuelo horizontal normal; (d) la adición de un flap simple proporciona un incremento de la sustentación y de la resistencia al avance; (e) flap simple, (f) flap dividido, (g) flap Fowler y (h) flap de doble ranura.

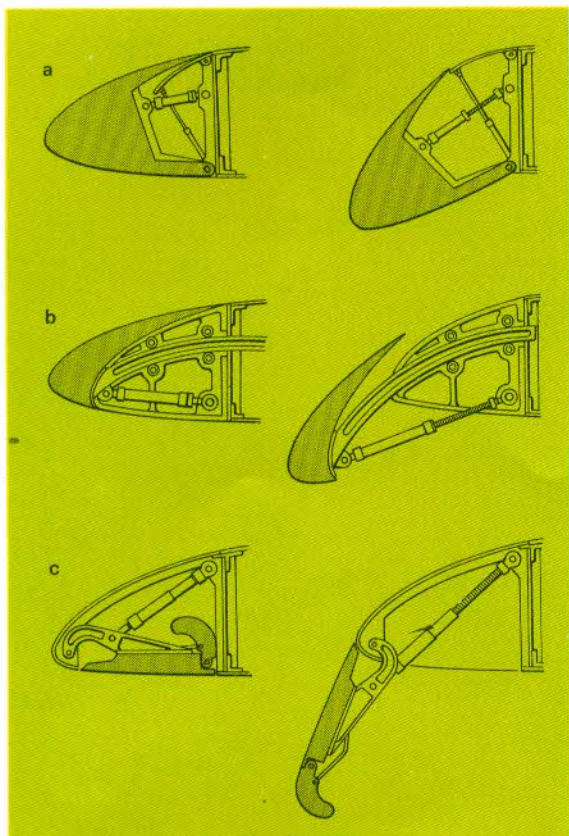


brecha denominada ranura o "slot" (otros tipos de ala llevan ranuras fijas, integradas en la propia estructura). El aire era conducido por la ranura para mantener su flujo a través del extradós, y de este modo la entrada en pérdida era retardada hacia un ángulo todavía más extremo. En los aviones modernos el slat es normalmente muy largo y resistente, y en vez de abrirse automáticamente, es accionado mediante hileras de martinetes hidráulicos.

Ocurre con frecuencia que los aviones supersónicos dotados con alas que son muy largas desde el borde de ataque al de fuga (larga

Los primeros flaps

Incluso antes de que se inventaran los slats, las alas habían sido equipadas con flaps. En un principio estos eran simples superficies abisagradas. El flap simple es precisamente una sección articulada del borde de fuga que puede ser bajada antes del aterrizaje para incrementar la sustentación y la resistencia al avance. El flap separado está articulado sólo en el intradós del borde de fuga. Este tipo también aumenta la resistencia al avance pero no incrementa en demasía la sustentación. Estos dos tipos de flaps o normalmente necesitan una



los Youngman (un ala auxiliar mucho mayor que podía ser inclinada positivamente para incrementar la sustentación y la resistencia al avance durante el aterrizaje, o inclinada negativamente para actuar como aerofreno y capacitar al avión para el bombardeo en picado); y también el tipo Fowler que, aunque normalmente de una sola superficie, determinó un avance fundamental por el hecho de que no estaba precisamente articulado en el ala sino montado sobre carriles-guía y proyectado por detrás del borde de fuga. El movimiento inicial del Fowler era hacia atrás, aumentando la superficie alar y, asimismo, incrementando la sustentación. A medida que el flap continuaba extendiéndose su ángulo aumentaba progresivamente, de modo tal que el recorrido final de su acción no aportaba mucha sustentación pero sí una considerable resistencia al avance.

Los modernos flaps, que normalmente son de doble ranura o Fowler compensados (Fowler con una escisión auxiliar o un flap simple en el borde de fuga del flap principal), se deslizan mediante rodamientos que corren a lo largo de resistentes carriles de acero forjado o titanio. En ocasiones se necesitan muchos cientos de caballos para gobernar los grandes flaps y el sistema de actuación más simple consiste en un eje transversal libre situado dentro del ala y que controla todas las secciones del flap mediante cajas de engranajes con cojinetes de bolas cónicas y martinets de rosca.

Los poderosos flaps de este tipo se encuentran normalmente asociados a los sistemas del borde de ataque, controlados por medio de ejes hidráulicos transversales semejantes, propulsados automáticamente, de modo que tanto las superficies de los bordes de ataque y fuga operen juntas. A veces, el borde de ataque simplemente "se inclina" articulándose hacia abajo cuando los flaps están bajados. Con frecuencia se emplean grandes slats mientras que algunos aviones cuentan con flaps en el borde de ataque tales como el de tipo Krüger, abisagrado a las articulaciones y que son extendidos hacia fuera y adelante para proporcionar un borde de ataque poderoso, enhiesto, de gran sustentación en vez de la afilada superficie que exigen los vuelos de alta velocidad.

Boeing y Airbus Industrie emplean un refinamiento todavía mayor: el Krüger de doble curvatura, cuyo perfil se modifica a medida que va extendiéndose.

fuerza considerable para poderlos operar porque deben ser empujados hacia abajo contra el flujo del aire, sin embargo, en aeroplanos pequeños y relativamente lentos un piloto puede normalmente empujarlos hacia abajo valiéndose de una palanca manual unida al flap mediante un sistema de articulación.

En 1935 los aviones eran mayores y más veloces, y desde entonces los flaps han sido mandados mecánicamente. Desde este momento comenzaron a emplearse un número creciente de flaps cada vez más eficaces. El principio del slat en el que el flujo de aire es acelerado a través de una estrecha ranura, es aplicado en el flap ranurado, en el que el borde de ataque del flap bajado deja una ranura bajo de la sección trasera y aerodinámica del ala. El aire que fluye a través de esta ranura sigue la superficie superior del flap, mientras que con el flap simple, sencillamente se interrumpía el flujo (en otras palabras, el flap simple determina una entrada en pérdida cuando se procede a bajarlo). El flap ranurado puede, por tanto, proporcionar una sustentación mayor.

El siguiente paso era obvio: alrededor del año 1944 entró en servicio el primer avión equipado con un flap de doble ranura, y en el Boeing 727 del año 1962, de excelente aceptación en el mercado, se utilizó un flap de triple ranura. Este flap puede proporcionar una sustentación muy alta, y de este modo permite al aparato aterrizar con relativa lentitud a pesar de estar dotado con un ala pequeña, altamente cargada, y de delgada sección.

Otros tipos de flaps son, por ejemplo, los de la doble ala de Junkers (virtualmente una estrecha ala auxiliar instalada detrás del ala principal mediante la utilización de soportes);

Control de la capa límite

Durante los primeros años de la década de los 50, los diseñadores comenzaron a aprovechar el aire a alta presión expelido por los motores a reacción mediante el procedimiento de ajustar una válvula y una tubería de acero inoxidable a los compresores de la planta motriz, para soplarlo a alta velocidad (con frecuencia a una velocidad superior a la velocidad del sonido) a través de estrechas ranuras emplazadas en diferentes implantaduras de la célula. Este proceso fue denominado "Boundary Layer Con-

Gráfico izquierda:

Dispositivos de bordes de ataque:
(a) borde de ataque inclinado,
(b) slat, (c) slat Krüger.

Página siguiente:

Control de la capa límite en un avión polivalente Hawker Siddeley Buccaneer, que entró en servicio por primera vez en el mes de julio de 1962. El plano de cola posee una ranura a lo largo del borde de ataque mientras que el ala cuenta con poderosas ranuras de soplado a través del borde de ataque y en las superficies superiores de los flaps y alerones. El sistema de soplado posee un dispositivo de autoprotección incorporado en la misma estructura para permitir que todas las ranuras sean totalmente sopladas en el caso de que alguno de los motores sufra alguna malfunction.





trol" (BLC - Control de la Capa Límite), pero en su forma más simple era utilizado exclusivamente para incrementar la efectividad de los flaps. Los así llamados flaps "soplados" son normalmente del tipo plano aunque de amplia cuerda y por tanto muy poderosos. Sin soplarlo, cuando son bajados provocarían la entrada en pérdida y resultarían menos efectivos, pero soplando una corriente de aire muy caliente a alta presión desde una ranura o hileras de agujeros justamente por encima del borde de ataque de los flaps, el aire que fluye sobre el ala

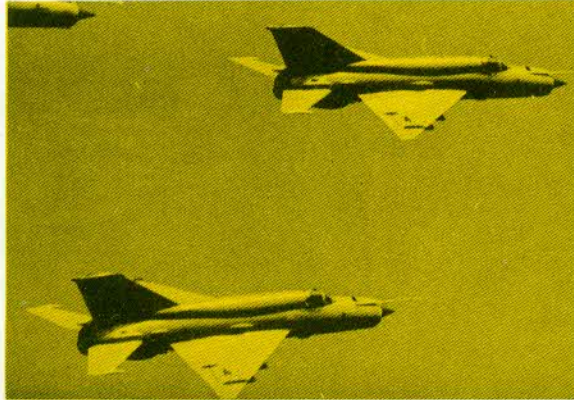
cae bruscamente hacia abajo a través del flap deprimido para proporcionar un drástico aumento de la sustentación.

Denominado flap Attinello, por el nombre de su inventor, este simple flap soplado es utilizado en aviones tan importantes como el Lockheed F-104 Starfighter, el McDonnell Douglas F-4 Phantom y el Mikoyan MiG-21.

El bombardero Hawker Siddeley Buccaneer está equipado con un sistema mucho más avanzado donde el aire a alta presión es impulsado por encima de los flaps, a lo largo de los bordes de ataque y a lo largo del borde de ataque de los empenajes. Esto reconcilia la necesidad de un avión de ataque a baja cota construido con un ala pequeña (y, en este caso, una cola pequeña) con la necesidad de sustentar y controlar un avión pesado a velocidades reducidas durante el proceso de aterrizaje.

Un defecto del flap simple de soplado es que la necesidad de reducir el flujo de combustible de la planta motriz inevitablemente reduce el empuje aprovechable, de modo tal que el resultado es que las plantas motrices proporcionan un empuje menor en los momentos cruciales (aterrizaje y posiblemente durante el despegue).

La capa de aire más próxima a la superficie del ala, la capa límite, está sujeta a poderosas fuerzas friccionales que provocan turbulencia. Los especialistas en aerodinámica han inventado una serie de métodos para controlar la capa límite. El MiG-21 (17-a) y el F-4 Phantom (17-b) están equipados con el flap Attinello, un flap soplado utilizado para controlar la capa límite y para incrementar la eficacia del flap sin el soplado. El flap al ser bajado, provocaría la entrada en pérdida.





Boeing YC-14.

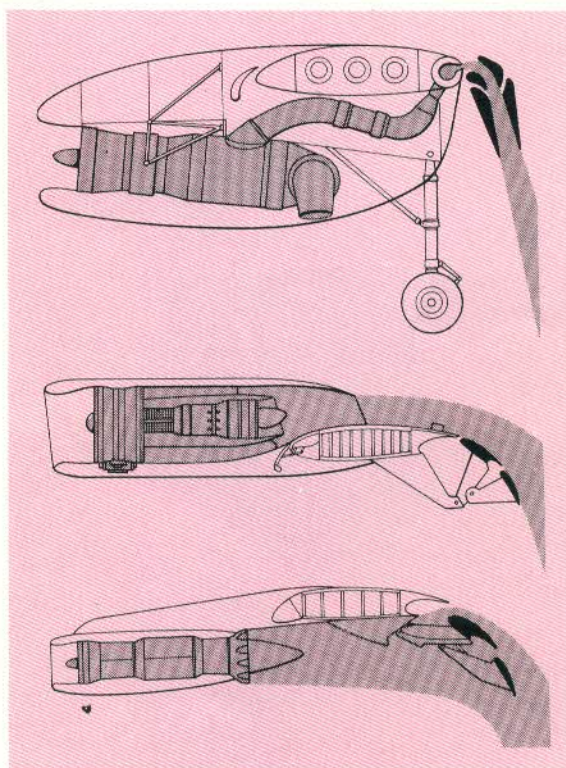
Existen muchos otros métodos de utilizar el empuje de las plantas motrices para aumentar la sustentación. Uno de ellos consiste en descargar la totalidad, o la mayor parte, del flujo a través de flaps “a reacción” especialmente diseñados, contruidos en la forma de conductos eyectores con materiales muy resistentes al calor.

El primero que fue puesto en servicio voló con el avión de investigación británico Hunting H.126 Jet Flap en el año 1963, y actualmente es utilizado en un modelo más avanzado por la National Aeronautics and Space Administration (NASA) en el DHC-5 Buffalo, aparato de “sustentación incrementada” construido por la compañía de Havilland Canadá, que cuenta con complejas secciones en el flap a través de las cuales pasan cuatro corrientes del flujo de aire expelido por las plantas motrices del avión. La totalidad del aire impulsado por los motores Spey es conducido a través de grandes tuberías o conductos para alimentar los flaps, los flaps soplados y el BLC sobre el fuselaje, con el propósito de reducir la resistencia al avance al mismo tiempo que aumentar la sustentación.

Este avión puede volar perfectamente controlado a sólo 75 km/hora.

Soplado de la Superficie Superior

En el programa Advanced Medium Short Take-Off and Landing (STOL) Transport (AMST) de la fuerza aérea de los Estados Unidos, se han investigado otros dos medios de incrementar la sustentación en un gran aparato de transporte. De estos métodos el menos avanzado es el de flap soplado externo, investigado en el MacDonnell Douglas YC-15. En la mayoría de los aviones con los motores en góndolas alares,

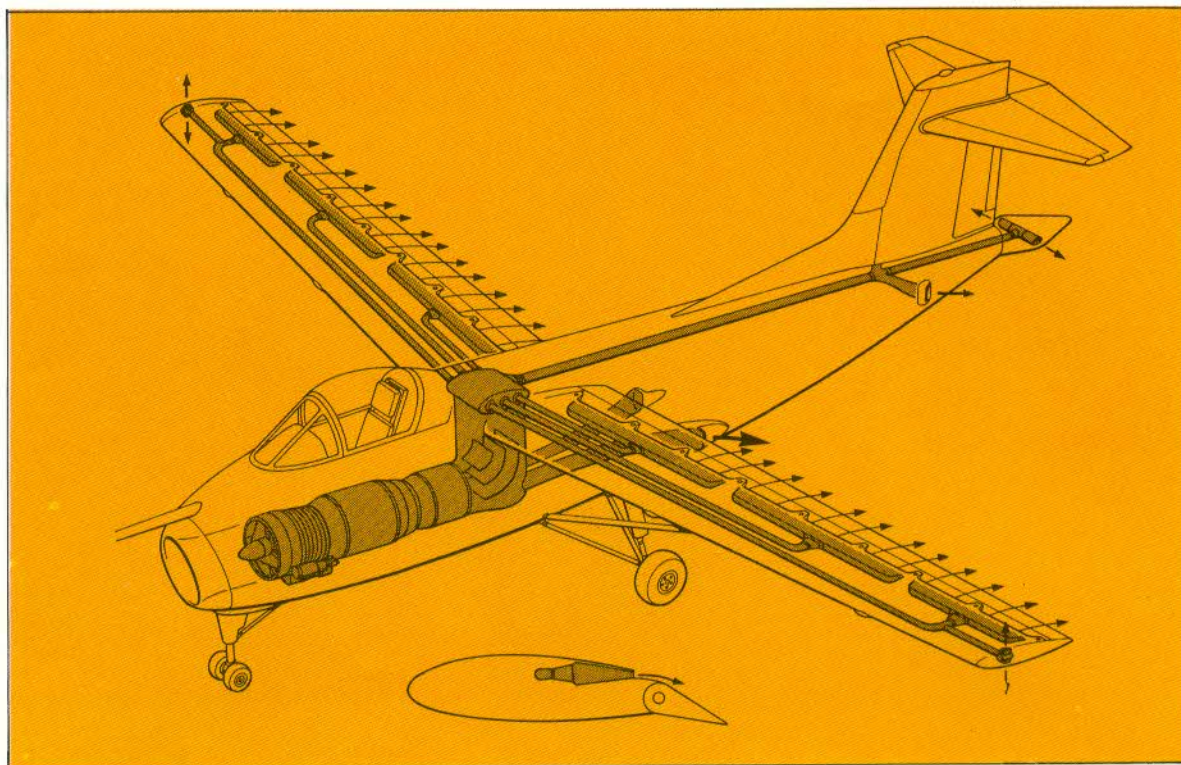


Tres ejemplos de sustentación aumentada por motor. De arriba a abajo, el flap a reacción del Buffalo, soplado en la superficie superior en el YC-14, y el Flap de Soplado Exterior (Externally Blown Flap - EBF) sobre el YC-15. Las complejas secciones del flap del DHC-5 Buffalo reciben cuatro flujos de aire suministrados por las plantas motrices. El YC-15 está equipado con flaps de dos secciones inmediatamente después de las cuatro plantas motrices. El YC-14 confía en el efecto Coanda para hacer uso del soplado en la superficie superior.

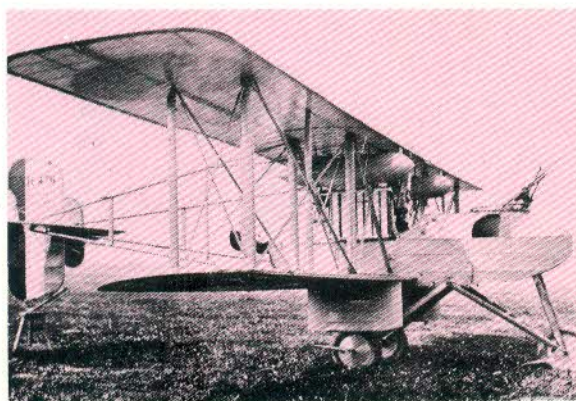
los flaps son deliberadamente apartados de detrás de los motores para evitar las ráfagas calientes y los embates del reactor. En contraste, el YC-15 está equipado con flaps de dos secciones extremadamente resistentes, extendidos hacia afuera y abajo directamente sobre las salidas de los cuatro motores que están montadas inmediatamente por debajo del ala para soplar directamente dentro de los flaps.

Por otra parte, el Boeing YC-14 está equipado con USB —Upper-Surface Blowing— más complicados, confiados al efecto Coanda, es decir, la propiedad en la que un flujo de flui-

El Hunting H.126 fue el único avión que empleó flaps a reacción especialmente diseñados, desarrollados en el National Gas Turbine Establishment, en el Reino Unido, para aumentar la sustentación. Los gases del escape de la planta motriz son conducidos mediante tuberías y expulsados a través de los flaps desde ranuras distribuidas a lo largo del borde de fuga alar. El detalle (a) muestra el conducto de expulsión o eyector dentro del ala. Toberas de control a reacción se localizan en las puntas alares y en el timón de dirección con la finalidad de mejorar el control del aparato a baja velocidad.



El Br Michelin V fue un bombardero de diseño francés aunque su construcción fue responsabilidad de los ingleses. La fotografía muestra el modo en que todos los componentes han sido relegados de la estructura: incluso los propios depósitos de combustible pueden verse suspendidos bajo el ala superior. No resulta muy sorprendente el hecho de que, a plena aceleración, este aparato sólo pudiese alcanzar los 138 km/hora.



El Boeing 747 proporciona un decalado contraste con el Breguet Michelin. Aun cuando pesa aproximadamente doscientas veces más, su resistencia al avance es realmente menor cuando se encuentra realizando el vuelo de crucero. La fotografía, no obstante, muestra el aparato durante el despegue, con los flaps de borde de ataque y borde de fuga extendidos, el tren de aterrizaje bajado y las tomas auxiliares, dispuestas alrededor de las plantas motrices, abiertas para admitir aire extra.



do se adhiere a una superficie aun cuando dicha superficie se arquee.

El efecto Coanda puede ser claramente demostrado sosteniendo una botella en posición horizontal debajo de un gripo abierto; el agua no fluye fuera de los lados de la botella sino que se adhiere y desliza hacia la parte de abajo para caer desde el punto más inferior. Del mismo modo, el YC-14 está equipado con dos poderosos turbofan CF6-50 montados muy cerca de la raíz alar y sobre ella. Su gigantesco

flujo se aplasta contra el ala a través de toberas aplanadas y, guiado hacia el exterior a través de generadores de vórtices, pasa sobre los sectores interiores del flap que pueden ser deformados hasta alcanzar los 75° .

El efecto Coanda es más poderoso si los motores también se inclinan en la dirección del mismo ángulo, apuntando casi directamente hacia abajo y, por ende, proporcionando una sustentación casi igual al empuje combinado de las plantas motrices.

Sistemas de control especiales realinean automáticamente los flaps si alguno de los motores falla. Actualmente se está investigando una remodelación del cuatrimotor de Havilland Canadá Buffalo, proyectado para servicios civiles e incorporando el sistema USB (soplado de las superficies superiores).

Menor resistencia al avance

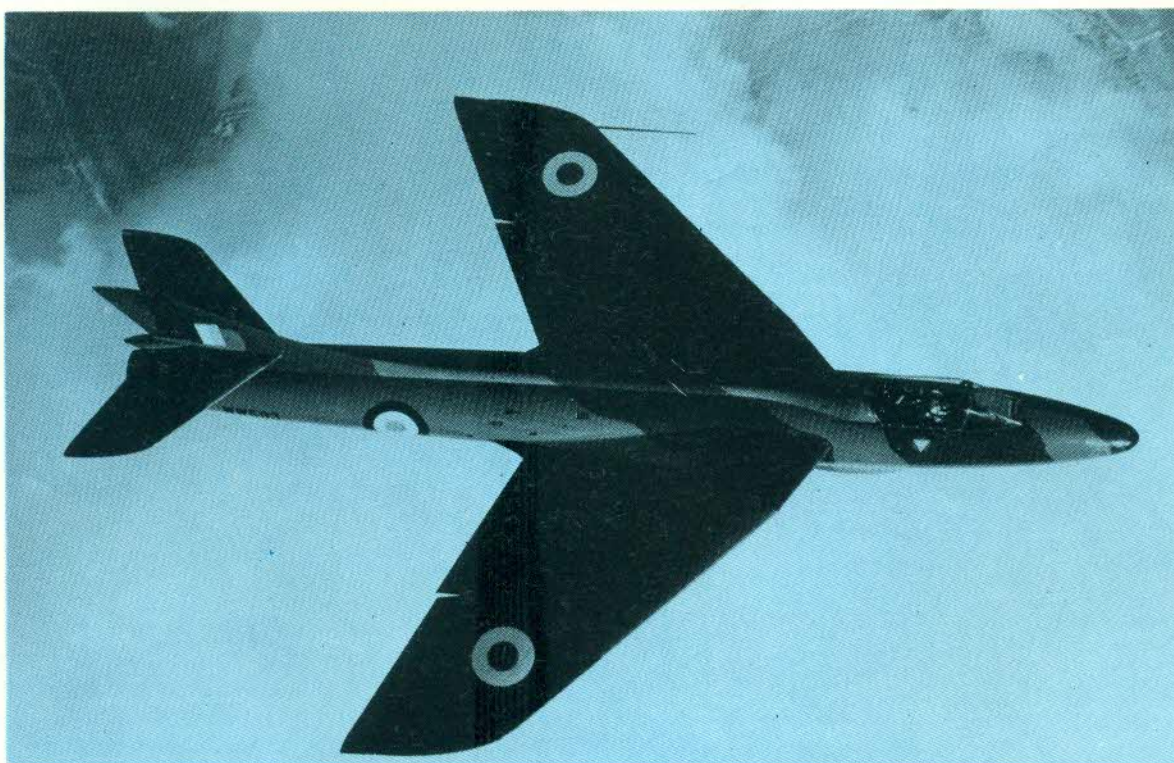
Desde muy temprano en la era de los vuelos con aeroplanos, los aviadores han procurado reducir la resistencia al avance (que puede traducirse aproximadamente como "resistencia del aire").

El método fundamental para alcanzar este objetivo consiste en proporcionar mayor ahumamiento al aparato o dando a todas las partes que componen el aeroplano una configuración aerodinámica. En gran medida, la reducción de la resistencia al avance dependía de la estructura, y los verdaderos avances en este sentido se produjeron solamente cuando se adoptó la célula con recubrimiento resistente totalmente metálico.

Cubiertas metálicas lisas, remaches enrasados, cabinas cuidadosamente diseñadas aerodinámicamente (preferiblemente con cubiertas cerradas) y los trenes de aterrizaje retráctiles, todo ello coadyuvó al desarrollo de las princi-



Radiador de un Hurricane.



Después de terminada la Segunda Guerra Mundial el incremento en las velocidades de los aviones exigió una reducción paralela de la relación grosor/cuerda del ala, (relación t/c). En los cazas tales como el Hawker Hunter que ilustra la fotografía, la relación t/c disminuyó a aproximadamente el 8 por ciento comparado con el 20 por ciento normal en 1930.

pales contribuciones en este sentido, como así también el perfeccionamiento de las instalaciones de las plantas motrices.

Han sido muchos los argumentos que han girado alrededor de la supuesta menor resistencia al avance que ofrecen los motores lineales refrigerados por agua comparados con los motores radiales refrigerados por aire, pero estos argumentos se basaban normalmente en razonamientos incorrectos que a su vez estaban fundamentados por las pobres instalaciones empleadas.

Los trenes de aterrizaje retráctiles fueron

diseñados antes de 1914, pero los sistemas que efectivamente fueron utilizados en vuelo datan de 1919 y no fueron producidos hasta 1931. En la mayor parte de los casos, Estados Unidos tomó la delantera, y en los primeros esquemas la parte inferior de los neumáticos principales se proyectaron de modo tal que pudiesen proporcionar algo sobre lo cual aterrizar ante la eventualidad de algún fallo (del piloto o del sistema) al extender el tren de aterrizaje antes de descender.

Los primeros sistemas resultaban frecuentemente muy complicados y pesados normal-

mente requerían arduos esfuerzos manuales para accionarlos. No fue sino hasta el año 1935 cuando aparecieron verdaderamente las geometrías elegantes, cuando los trenes de aterrizaje de los cazas más bonitos se plegaban dentro o fuera para ser guardados dentro del ala, por delante o por detrás del larguero frontal del ala.

Reducción de la relación grosor/cuerda alar

El advenimiento de los reactores exigió acelerar el proceso de reducción de la relación entre el grosor y la cuerda alar (relación t/c —thickness/chord—) que había comenzado a principios de la década de 1930.

Durante los años treinta el caza fue diseñado sobre el supuesto que debía tener una relación t/c de aproximadamente el 20% (es decir, la cuerda del ala era cinco veces el máximo del grosor) y un bombardero una relación t/c del 25 %. A medida que las velocidades y los motores mejoraron, estos guarismos decayeron.

Tras la Segunda Guerra Mundial los perfiles lamináres fueron adoptados universalmente para los aviones veloces, y la relación t/c se redujo al 8 % en aviones del tipo del Lockheed Shooting Star y el Hawker Hunter, al 5% en los cazas supersónicos y a una cifra notable que oscilaba entre el 3,3 y el 3,5 % en el Convair B-58, el Lockheed F-104 y el Dassault Mirage III. Este tipo de alas extremadamente delgadas ayudaron a los primeros aviones de velocidades de Mach 2 a mantener la resis-

tencia al avance menor que el del empuje útil del motor, pero tenía el inconveniente de proporcionar una sustentación muy pobre a bajas velocidades de modo que los tres aviones mencionados debían despegar y aterrizar a velocidades muy altas.

La Regla del Area

En 1953, Richard T. Whitcomb, postuló una regla general para las formas con un mínimo de resistencia transónica al avance. Denominada Regla del Area, establece que la superficie transversal de un aeroplano que pretende volar a una velocidad superior a la del sonido debe aumentar uniformemente desde el morro a la cola. En otras palabras, proyecciones tales como la cabina, el ala, la deriva, el depósito lanzable o cualquier otro saliente debe estar compensada por una reducción en otro sitio.

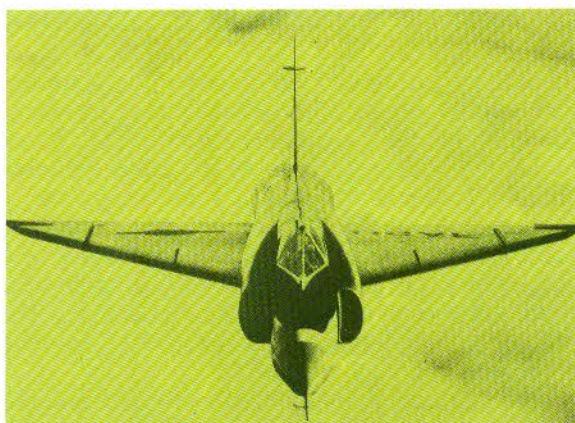
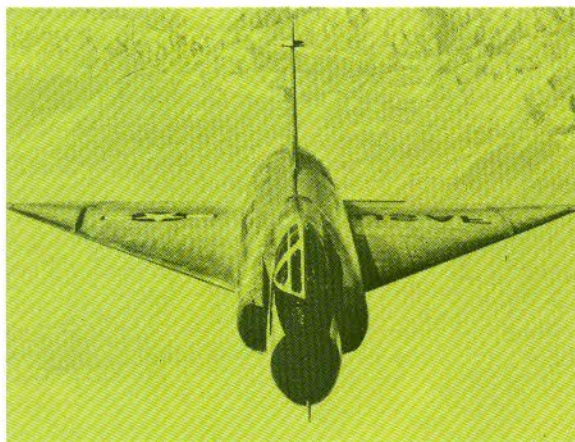
Algunos de los primeros aparatos que respetaron la Regla del Area, como por ejemplo el F-102 (que más tarde fue supersónico) y el Buccaneer, exhibían obvios fuselajes medios ahusados y sección trasera abultada, sin embargo los aviones supersónicos modernos respetan la Regla de maneras más sutiles.

Los aviones supersónicos tienden también a presentar una cubierta baja, parabrisas en forma de V y modestos ángulos cónicos en el morro y otros sectores del aparato. Su alargamiento total, una medida de esbeltez, equivalente a la longitud dividida por el diámetro medio del cuerpo, debe ser alta. Es por esta razón que los pasajeros no pueden sentarse en filas de a diez, uno al lado del otro, en un Concorde como pueden hacerlo en un avión subsónico. Aun cuando algunos aviones tienden a convertirse en aviones aeroespaciales hipersónicos (muchas veces más veloces que el sonido), capaces de volar en la atmósfera o en el espacio, resultan muy romos y gruesos. Ejemplos de ello son el M2-F2 y el HL-10, denominados “fuselajes sustentantes”, y el famoso Space Shuttle.

Flujo laminar

Todos los aviones, supersónicos o no, se construyen en la actualidad tan adecuadamente como sea posible, con el recubrimiento más liso para reducir la resistencia al avance en la capa límite debida a la fricción del recubrimiento.

El ala de flujo laminar ayuda porque el flujo del aire se acelera sobre la parte frontal del ala en dirección a la sección más gruesa, y en un flujo en aceleración resulta más sencillo mantener la capa límite laminar o lisa. Pero en la sección trasera del ala el flujo vuelve a reducir su velocidad y entonces la capa límite tiende a separarse de la superficie y se convierte en turbulencia, proporcionando por tanto una mayor resistencia al avance. Este efecto tiene lugar siempre que la velocidad del flujo de aire descende en relación con el avión, y fue para evitar esta situación que los diseñadores de los primeros monoplanos de ala baja a menudo



El primer avión perfilado según la Regla del Area de Richard Whitcomb fue el F-102. La fotografía superior muestra el prototipo YF-102; la fotografía inferior muestra al F-102-A de producción, diseñado teniendo en cuenta la Regla del Area. El morro y la cola fueron alargados y se ahusó la sección intermedia del fuselaje.



La relación t/c – grosor/cuerda del ala– disminuyó todavía más en los cazas supersónicos. En el Dassault Mirage III fue reducida a aproximadamente el 3,5 por ciento. Aun cuando las alas delgadas ayudaban a reducir la resistencia al avance, proporcionaban correspondientemente una pobre sustentación a bajas velocidades, y por lo tanto el avión debía despegar y aterrizar a velocidades muy elevadas.

insertaban listones en las uniones entre la sección trasera del ala y el fuselaje.

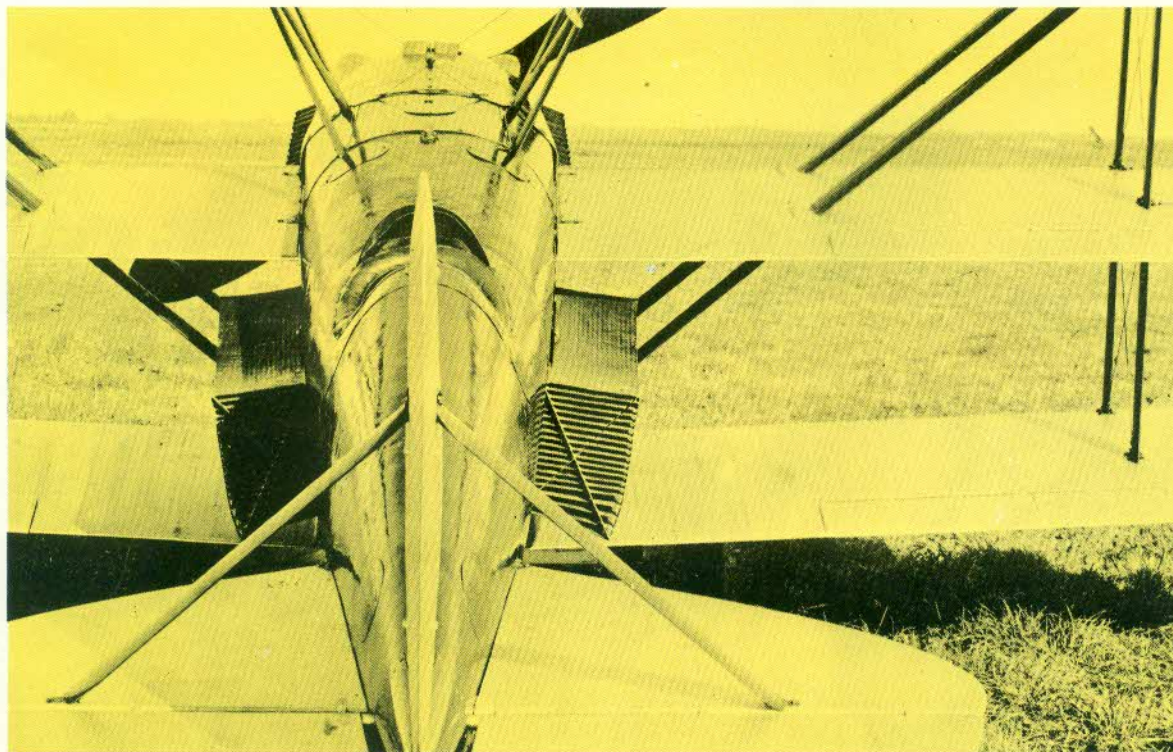
Propulsión

Las primeras instalaciones de motores fueron toscas y mal acabadas. Las tuberías de combustible y de refrigeración por agua debían estar libres de fugas, y la hélice obtenía su forma correcta tras múltiples laminaciones de madera muy dura; sin embargo las cualidades aerodinámicas estaban totalmente ausentes.

Curtiss, en el año 1923, provocó cierto in-

terés con la instalación de un motor D-12 siguiendo pautas aerodinámicas, pero aún entonces el radiador de agua era meramente un pariente cerrado de un radiador de automóvil situado en medio de la corriente de aire.

Hacia 1928 los radiadores comenzaron a integrarse dentro de conductos adaptados que eventualmente tenían la forma de un difusor –un conducto más grueso en el centro y que de este modo cumplía con la función de retardar el flujo de aire de modo que el aire se demoraba mientras pasaba por las superficies calientes del radiador y luego salía aceleradamen-



Este avión de carreras Curtiss Cox del año 1921, fue un ejemplo evidente de una instalación de motor incorrecta con los radiadores proyectándose a ambos lados. Dos años más tarde Curtiss consiguió diseñar sus motores según pautas más aerodinámicas pero fue muy poco lo que adelantó en relación con los radiadores.

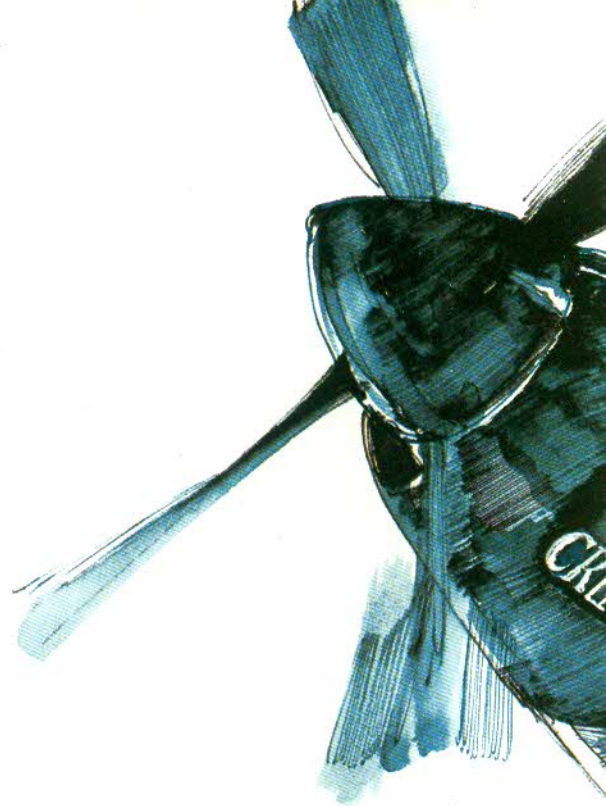
te hacia fuera a través de un conducto. En muchos aviones de caza no había ningún conducto sino que el radiador estaba instalado sobre un montaje con guías verticales, con mangueras de goma para el agua, y el piloto podía extraerlo colocándolo, dentro de la corriente de aire el tiempo suficiente como para mantener las temperaturas dentro de los límites convenientes. El radiador integral fue reconocido finalmente como un sistema esencialmente de propulsión; sumando calor al flujo de aire su energía se incrementa y, hacia el año 1941, el radiador del North American P-51 Mustang, debajo de la sección trasera del fuselaje, y los radiadores del de Havilland Mosquito, dentro de los bordes de ataque interiores del ala, no proporcionaban ninguna resistencia al avance sino que incrementaban el empuje positivo.

En esta época el refrigerante ya no era agua, sino glicoletileno, y el circuito refrigerante operaba a presión, con un control termostático para ajustar la posición del o de los flaps de salida del aire.

Motores radiales

Los motores radiales enfriados por aire jamás sufrieron las penalidades de los circuitos de agua, pero llevó varios años descubrir el modo de instalar correctamente uno de ellos. El primer paso fundamental dado en este sentido tuvo lugar en el año 1928 con la adición del carenado anular Townend. Este desarrollo norteamericano era un perfil circular que rodeaba estrechamente al motor y adaptado de este modo ayudaba a propulsar el avión. A lo largo de la década de 1930, mientras que los diseñadores de motores agregaban más y más

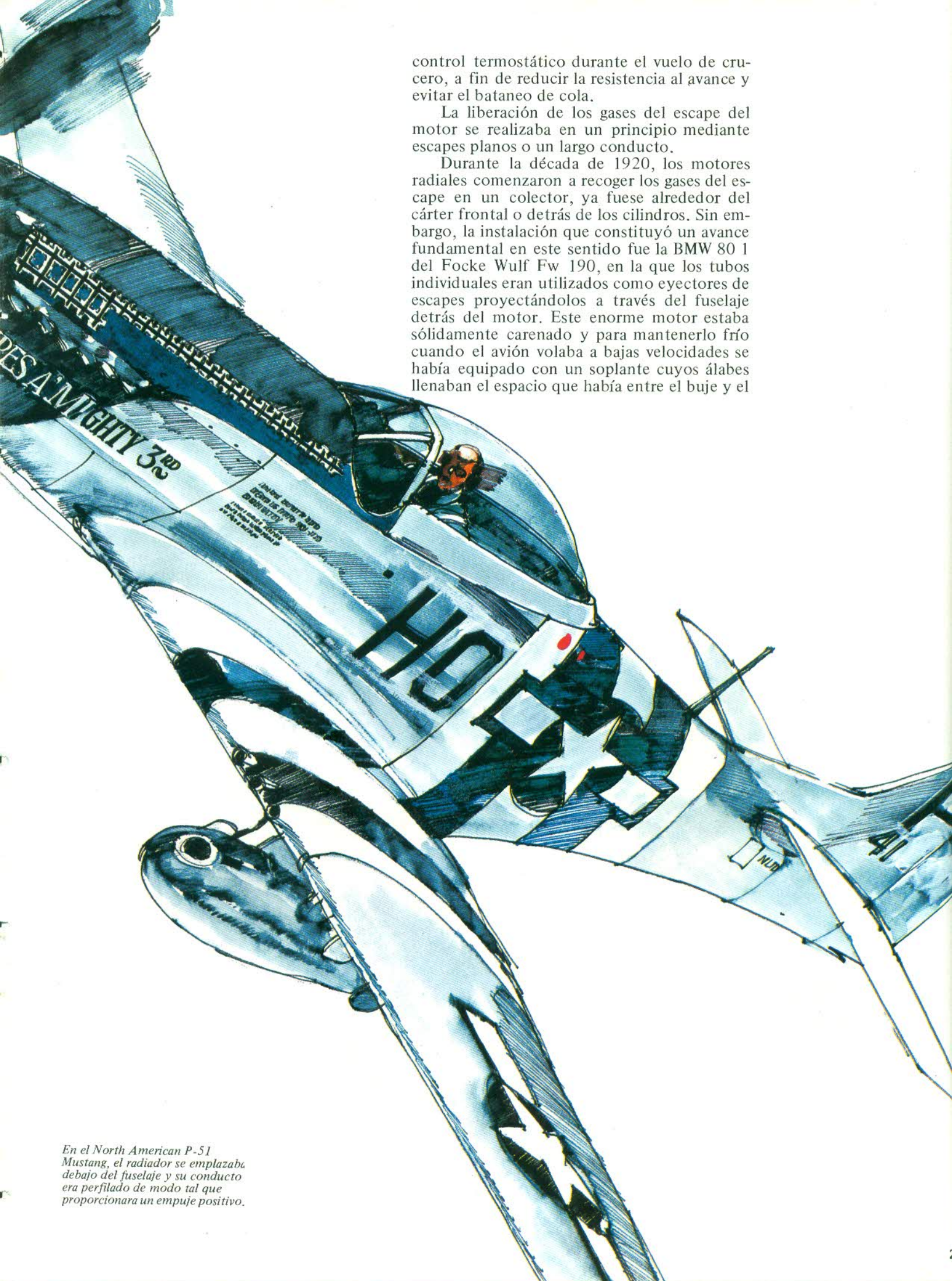
profundas aletas a los cilindros del motor, los diseñadores de instalaciones adaptaban carenados mayores y más cerrados, normalmente equipados con flaps articulados y obturadores deslizables en la parte trasera denominados branquias (en Estados Unidos: flaps de capó motor) con el objeto de controlar el flujo del aire refrigerante. Estas branquias debían abrirse total o parcialmente durante la carrera y el despegue, pero debían estar cerradas o bajo



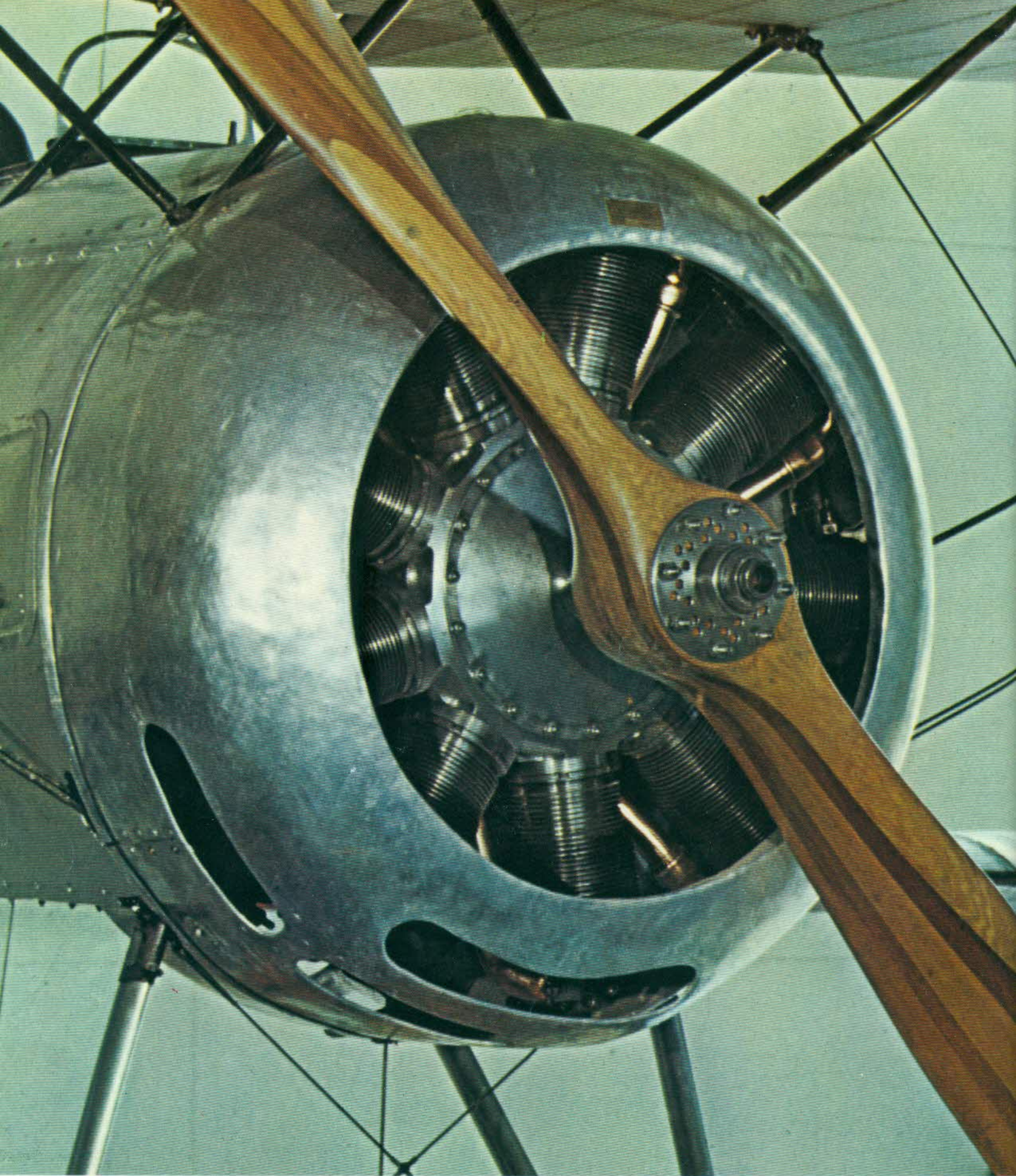
control termostático durante el vuelo de crucero, a fin de reducir la resistencia al avance y evitar el bataneo de cola.

La liberación de los gases del escape del motor se realizaba en un principio mediante escapes planos o un largo conducto.

Durante la década de 1920, los motores radiales comenzaron a recoger los gases del escape en un colector, ya fuese alrededor del cárter frontal o detrás de los cilindros. Sin embargo, la instalación que constituyó un avance fundamental en este sentido fue la BMW 80 1 del Focke Wulf Fw 190, en la que los tubos individuales eran utilizados como eyectores de escapes proyectándolos a través del fuselaje detrás del motor. Este enorme motor estaba sólidamente carenado y para mantenerlo frío cuando el avión volaba a bajas velocidades se había equipado con un soplane cuyos álabes llenaban el espacio que había entre el buje y el



En el North American P-51 Mustang, el radiador se emplazaba debajo del fuselaje y su conducto era perfilado de modo tal que proporcionara un empuje positivo.



El caza Hanriot HD-1 estaba movido por un motor rotativo Le Rhône 9Jb de 120 hp. Esta planta motriz disfrutaba de un carenado anular, que a diferencia de otros motores rotativos como el del Fokker Dr.I, envolvía totalmente al motor.

capó; la soplante se movía a 3.14 veces la velocidad del cigüeñal.

Los alemanes también estuvieron a la cabeza en este campo instalando todos los motores de sus aviones de una manera uniforme,

con bancadas comunes y conducciones adecuadas tanto para motores en V invertida refrigerados por líquido como para radiales enfriados por aire.

AVIACION MILITAR

Hélices

El desarrollo de las hélices, durante la época anterior a la aparición de los reactores, excedió al desarrollo de los motores. Alrededor del año 1930 muchas hélices tenían palas separadas del cubo y reemplazables individualmente. Esta condición facilitaba las reparaciones y permitió que la hélice tripala (con dificultad si eran de madera) se convirtiese en un ingenio corriente. Pero aun cuando estas palas desmontables podían colocarse con frecuencia en el cubo en cualesquiera de los ángulos posibles, el avance mayor, con mucho, fue una hélice capaz de cambiar su paso durante el propio vuelo. Durante el despegue y el aterrizaje se necesita un paso corto. Como una tuerca sobre una rosca de paso pequeño, necesita numerosas vueltas y realiza muy lentos progresos de modo tal que el motor puede correr con la aceleración al máximo a pesar de la baja velocidad del aire. Durante el vuelo de crucero el paso necesita ser más rápido para permitir que una alta velocidad del aire para conjugar con una baja velocidad del motor y un bajo consu-

mo de combustible. Durante un picado el paso necesita ser todavía más rápido, mientras que cuando falla el motor, las palas de la hélice deben ser colocadas de modo que el motor quede en bandera y no rote o provoque demasiada resistencia al avance.

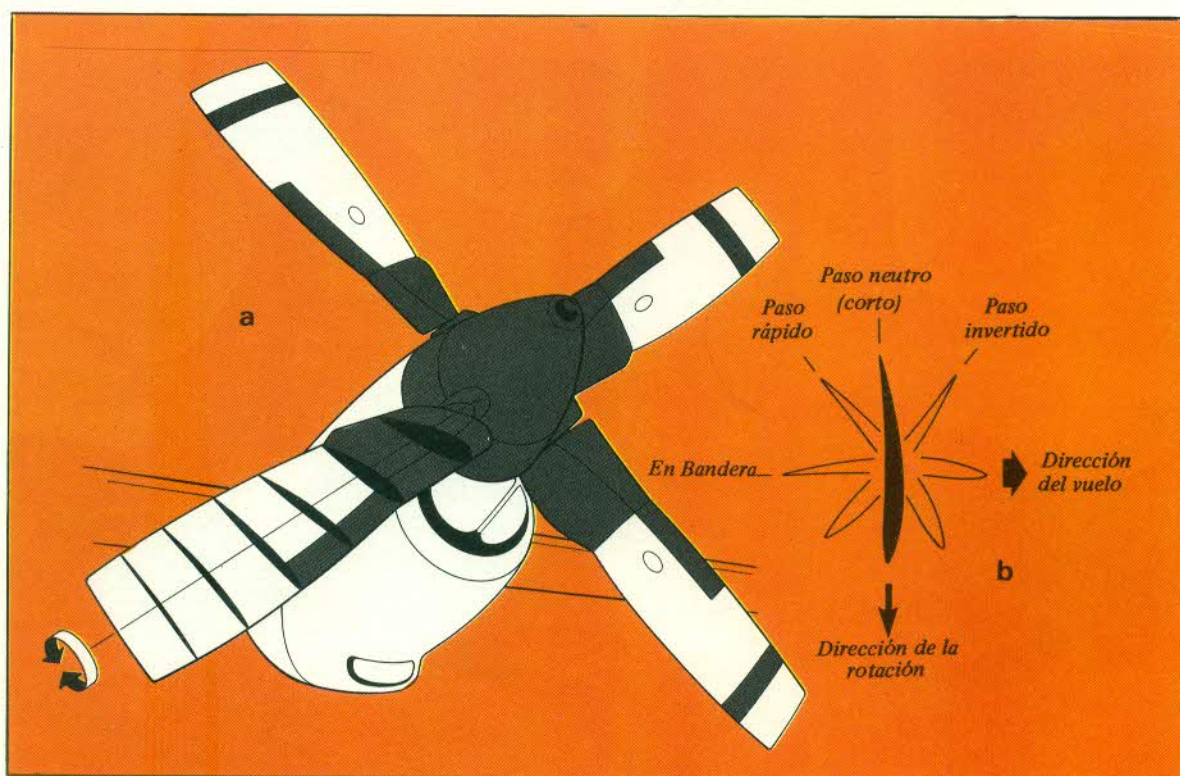
La primera hélice de paso variable (v-p: variable pitch) producida en masa fue la Hamilton del año 1926, vendidas en cantidad en 1933. Más tarde, en el año 1936, comenzó a utilizarse la hélice hidromática, cuyas palas tomaban su posición mediante la acción de engranajes cónicos accionados por un árbol de levas. La leva era accionada mediante ranuras curvas y rodillos por la acción de un martinete hidráulico en el centro. A diferencia de la hélice de tipo fijo, ese martinete tenía una doble actuación y las palas podían colocarse en cualquier ángulo que se eligiera. Cuando se sumó al motor una CSU (Constant-Speed Unit —Unidad de Velocidad Constante—), la hélice pudo ser automáticamente controlada para conservar cualquier velocidad del motor que se deseara, denominada entonces hélice de ve-



El Lockheed C-130 Hércules es un ejemplo claro de las excelentes prestaciones que la técnica moderna es capaz de extraer con un adecuado diseño de las hélices.



Hélices tripala en el bombardero Bristol Blenheim. Estas eran de fabricación primitiva con sólo dos tipos de paso: "grueso" y "fino".



Hélice del Lockheed C-130 Hércules (a), mostrando las secciones de las palas y su torsión. Vista esquemática del cambio de paso y de la rotación de las palas (b).

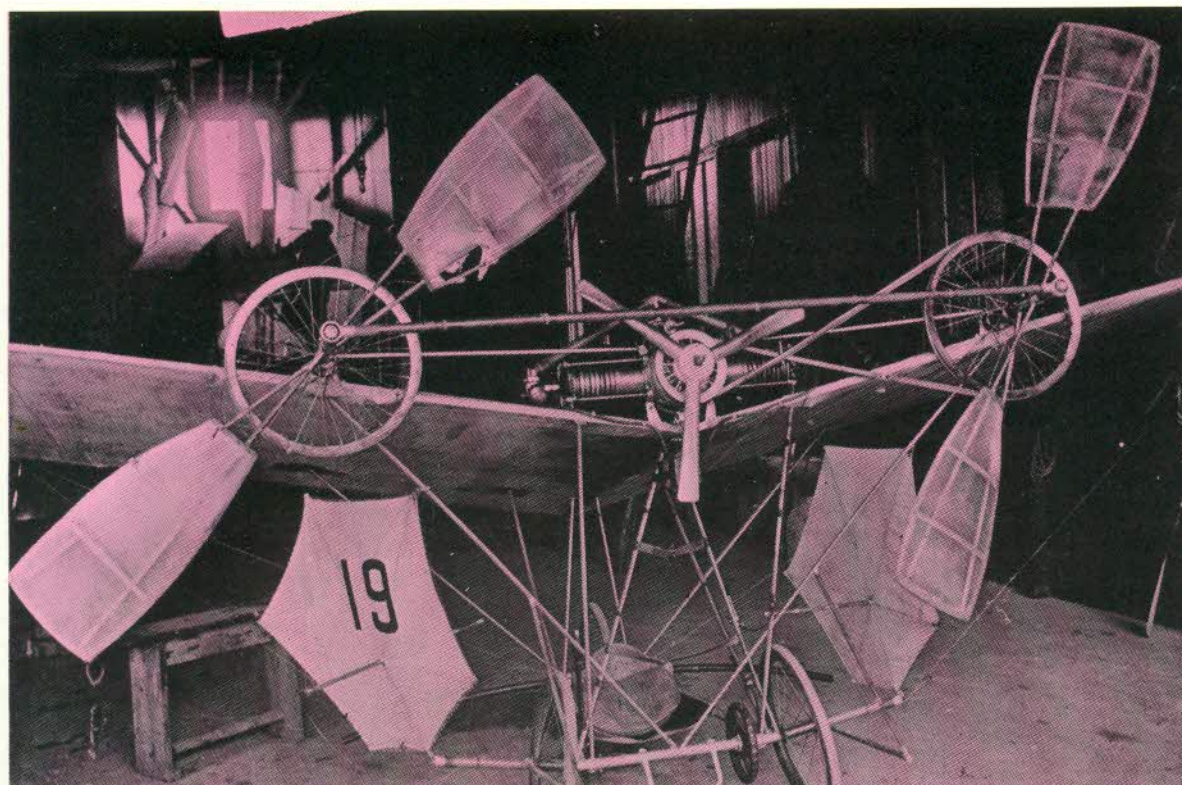
locidad constante.

Habían también otros muchos tipos de hélice, algunas de ellas teniendo cubos que contenían motores eléctricos y cajas de engranajes. Las palas eran fabricadas de "madera densificada" de aluminio (múltiples chapas encolladas a alta presión, con una dura funda de plástico) u hojas de acero inoxidable soldadas y huecas.

En la década de 1960, los aviones V/STOL (de despegue y aterrizaje vertical) utilizaban

palas de fibra de vidrio muy ligeras. Actualmente ese tipo de palas se ha robustecido mediante la utilización de fibra de carbono.

En 1944 las hélices comenzaron a incorporar una posición de paso extra: el paso invertido, que cuando el regulador se abría proporcionaba un empuje hacia atrás para ayudar a que el avión aminorara la marcha al aterrizar. Otra característica de la hélice moderna es el control beta, por el cual el piloto puede ajustar el paso de cada hélice directamente con la



Vista de las hélices de palas de madera de un avión Santos Dumont del año 1907.



Esta Piper Navajo es un ejemplo típico de los modernos aeroplanos ligeros, con hélices anti-congelables de velocidad constante.

finalidad de ayudar durante las maniobras de tierra. Y otro dispositivo todavía es el sincronizador de polimotores que sirve para cortar los “golpes” auditivos desagradables que se producen cuando varios motores están en funcionamiento a velocidades ligeramente diferentes. Actualmente el énfasis está puesto fundamentalmente en el aumento de tamaño de las hélices y la reducción de su velocidad de rotación a fin de proporcionar una drástica reducción del ruido.

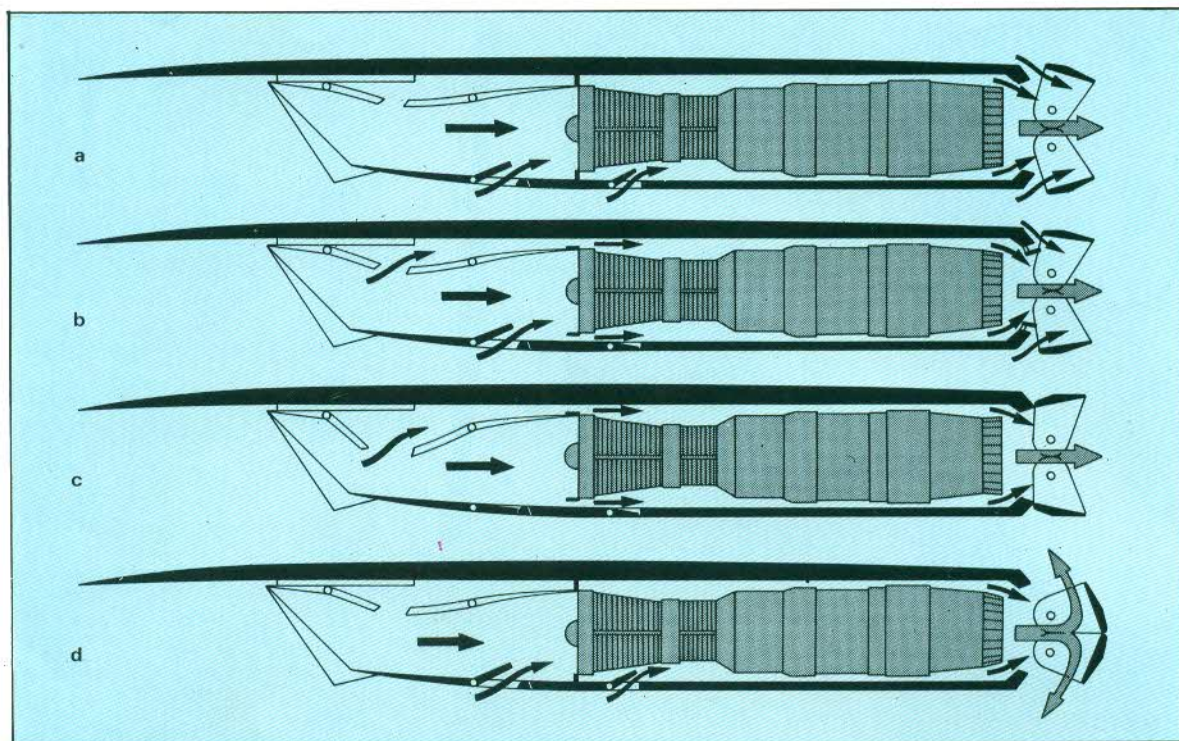
Las hélices para los motores de turbopropulsor están incluidas en la historia mencionada, pero para los turbo reactores debe agregarse un nuevo dispositivo: el inversor de empuje. Este dispositivo maduró en el año 1959 adqui-

riendo dos formas diferentes. Uno tenía obturadores internos, superiores e inferiores, para cerrar la tobera y, simultáneamente abrir las compuertas superior e inferior (agujeros conectados por múltiples superficies de perfil deflector), que eyectaban el flujo diagonalmente hacia adelante. El otro dispositivo tenía obturadores externos superiores e inferiores que, o bien formaban el recubrimiento de la góndola del motor, o bien bloqueaba la corriente descendente de la tobera y la dividía diagonalmente hacia adelante.

Supresión del ruido

En años recientes el deseo creciente de evitar

Sistema de admisión de aire del Concorde: (a) despegue; (b) trepada con supresión de ruido; (c) crucero supersónico; (d) inversor de empuje.



las molestias provocadas por el ruido del avión se ha reflejado en paliativos para los sistemas de propulsión existentes y las modificaciones experimentadas en los rasgos de diseño de los nuevos sistemas. El avance fundamental ha consistido en el fan de alta relación de derivación que hace que el "Jumbo" actual de 362.875 kg. de peso máximo sea mucho más silencioso que los reactores anteriores cuyo peso era diez veces menor. Aquellos aviones más antiguos han sido seleccionados mediante la aplicación de varios métodos de supresión de ruidos. Uno de ellos consiste en revestir las paredes de las tomas de aire y toberas con materiales tipo sandwich, siendo una forma la de paneles alveolares de aleación ligera con un agujero en la cubierta interior en el centro de cada alvéolo o celda del panel; la potencia del sonido se ve constantemente atenuada (consumida) en cada una de las miles de celdas. Otro paliativo lo constituye la tobera de supresión de ruidos que es, típicamente, una forma multilobular muy parecida a una flor o estrella con rayos redondeados. El amplio limitador de ondas de la tobera acelera la mezcla del gas caliente con la atmósfera fría e interrumpe el violento efecto tangencial que produce la mayor proporción de ruidos en un reactor de alta velocidad. Las unidades de potencia modernas son más silenciosas porque los diseñadores seleccionan el mejor número de álabes del fan, turbina y compresor, ajustando los espacios axiales y empleando ruedas dentadas de funcionamiento silencioso.

Las toberas de perfil variable necesarias para los posquemadores son examinadas en otro apartado de esta obra. Los aviones supersónicos también necesitan tomas de aire variables aunque a veces, como ocurre en el General Dynamics F-16, tal complicación se omite a fin de ahorrar dinero. Una toma fija comien-

za a perder eficacia a velocidades Mach que sobrepasen la unidad, y rara vez se observa en un avión capaz de superar una velocidad de Mach 1.3.

La solución ideal es la de tener una toma que durante el despegue se abra completamente a fin de admitir todo el aire de que sea capaz, pero que progresivamente vaya cerrándose a medida que la altitud y el número Mach vayan en aumento, hasta que ya en el vuelo supersónico existe un gran conducto que se alarga hacia adentro y prácticamente cierra la toma de admisión. Además deben existir varias compuertas de entrada e incluso puertas a través de las cuales el aire a veces sea absorbido y otras veces sea expelido. En todo momento hay un gran flujo de aire alrededor del motor dentro de su góndola, y durante el vuelo supersónico este flujo probablemente se transforma en una especie de huracán, pasando por la tobera que actúa como un poderoso eyector o bomba de aire.

Sistema de control de propulsión

Existen muchas otras facetas de los sistemas de propulsión. Una de ellas, que merece un atento examen es el sistema de control. En los primeros motores áreos este sistema de control comprendía un solo interruptor eléctrico que abría o cerraba el circuito de ignición primario; el piloto debía ajustar su aproximación a tierra desconectando el motor y luego volviéndolo a conectar (este procedimiento fue conocido como "blipping").

Hacia el año 1920 cada motor tenía un regulador, como el acelerador de un automóvil, y durante la década de los 30 estas características extra fueron agregadas como un control automático de la mezcla (para ajustar el combustible: proporción de aire suministrado a

los cilindros), compensación automática de la altitud y control automático en los motores sobrecargados a fin de asegurar la máxima potencia sin correr riesgos de someter el motor a un esfuerzo exagerado en contacto con aire de mayor densidad.

En general, dispositivos similares controlaban las primeras turbinas de gas pero gradualmente el motor se convirtió en el centro de las demandas y los motores supersónicos, con tomas de aire variables, toberas de perfil variable, sistemas de drenaje de aire y otros servicios subsidiarios, requirieron la presencia de un ordenador. En la actualidad, el avión más avanzado cuenta con sistemas de control electrónico digital que constantemente evalúa y analiza cientos de miles de canales de datos y asume virtualmente, de una manera automática, todo el trabajo pesado que debería realizar el piloto.

Asimismo, también debe decirse algo acerca del mantenimiento y la fiabilidad.

En los primeros años de la década de 1930 el motor Bristol Júpiter conquistó algunos títulos porque podía ser volado con seguridad, instalado en un aeroplano, durante 400 horas. Hacia el año 1950, motores de pistón mucho más complejos tenían un TBO—Time Between Overhauls. Tiempo entre puestas a punto—, de 1.800 a 2.000 horas.

En 1959 el turborreactor Avon alcanzó primacía porque la primera turbina a gas en tener un TBO, en un avión, de 1.000 horas, pero muy pronto los motores a reacción alcanzaron TBO de 15.000 a 18.000 horas.

Hoy el concepto global de TBO ha sido sustituido por otros tipos de mantenimientos, excepto en lo que se refiere a los pequeños

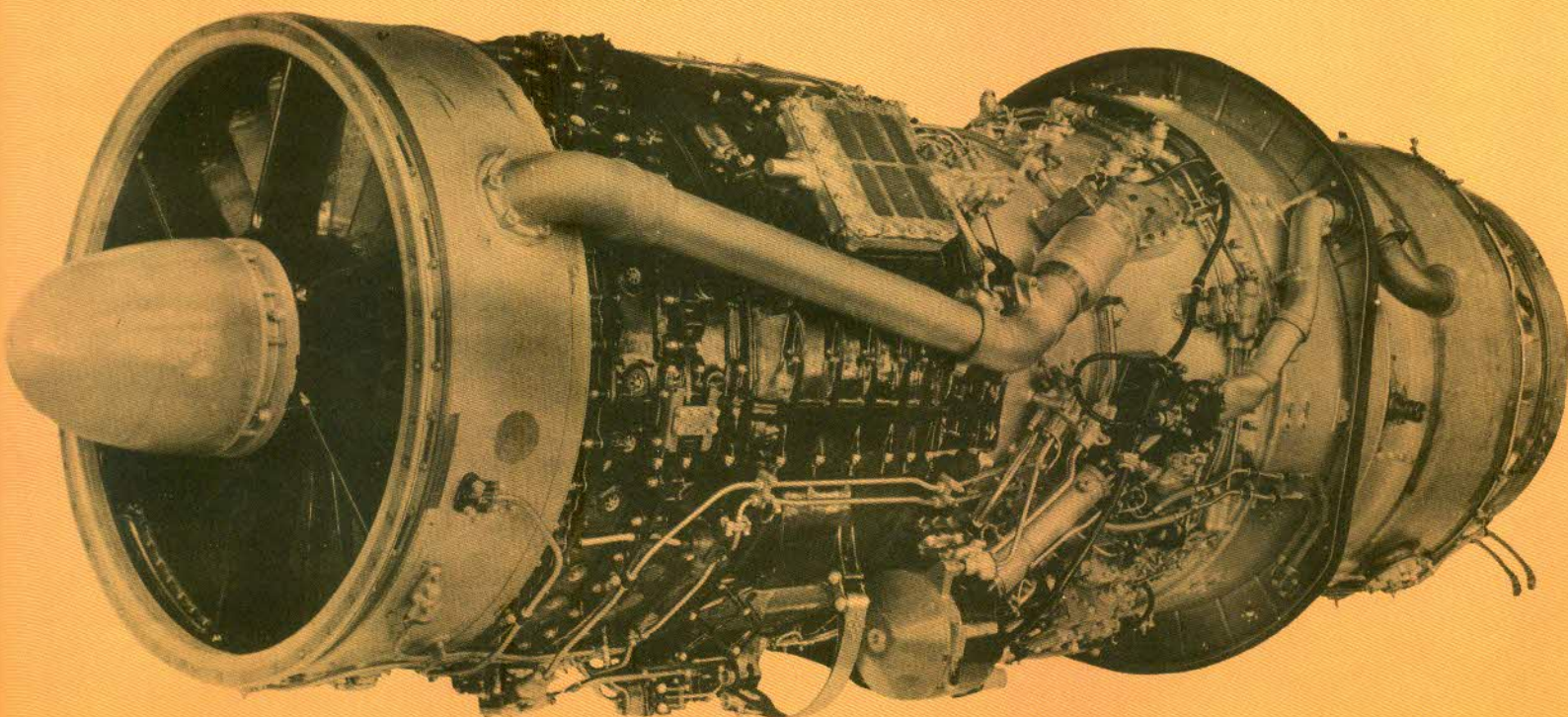
motores a pistón para los cuales en muchos países el TBO resulta obligatorio. El motor se deja solo y si funciona adecuadamente no es alterado. Sensores dispuestos dentro de la instalación del motor advierten acerca de cualquier tipo de vibración—incluida aquellas vibraciones demasiado leves como para ser apreciadas por los miembros de la tripulación—mientras que detectores magnéticos buscan constantemente partículas microscópicas de metal en el aceite. Entre vuelos prolongados, o tal vez diariamente, un ingeniero de servicio realiza una minuciosa inspección del motor utilizando un tubo delgado que contiene una fuente de luz y sistemas ópticos y que puede ser deslizado hasta el corazón del motor a través de una serie de pequeños agujeros para permitir que la línea de combustión, los sistemas de encendido, el rotor de la turbina, los álabes del estator y otras partes vitales puedan ser examinadas visualmente y en detalle sin quitar un solo tornillo.

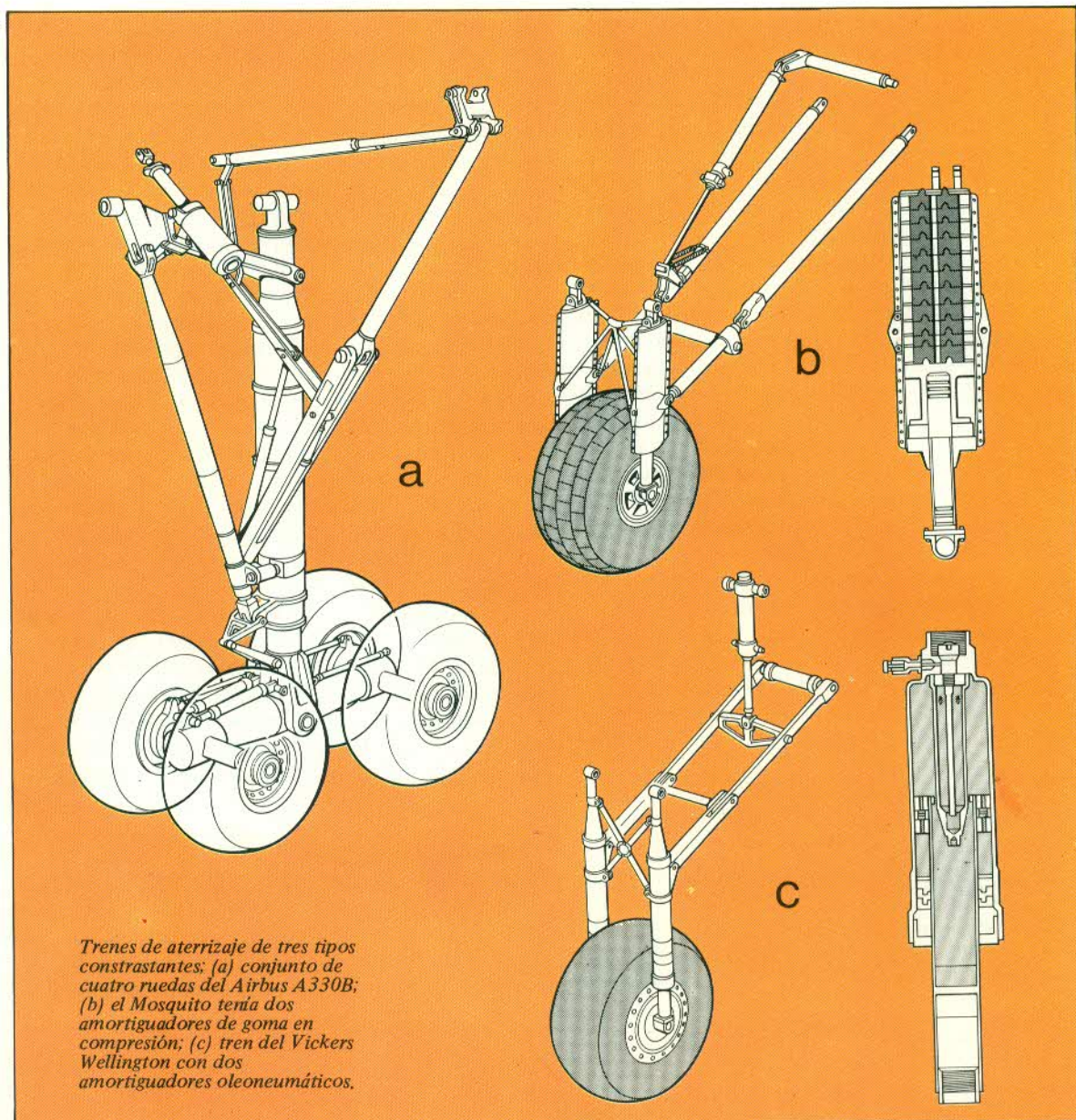
Si es necesario efectuar alguna reparación por ejemplo sustituir alguna pieza, en los motores más modernos esto puede llevarse a cabo sin quitar del avión la planta motriz sometida a reparación; gracias a la construcción “modular”, la parte más importante puede ser cambiada dejando los demás módulos en su sitio.

Aterrizaje y despegue

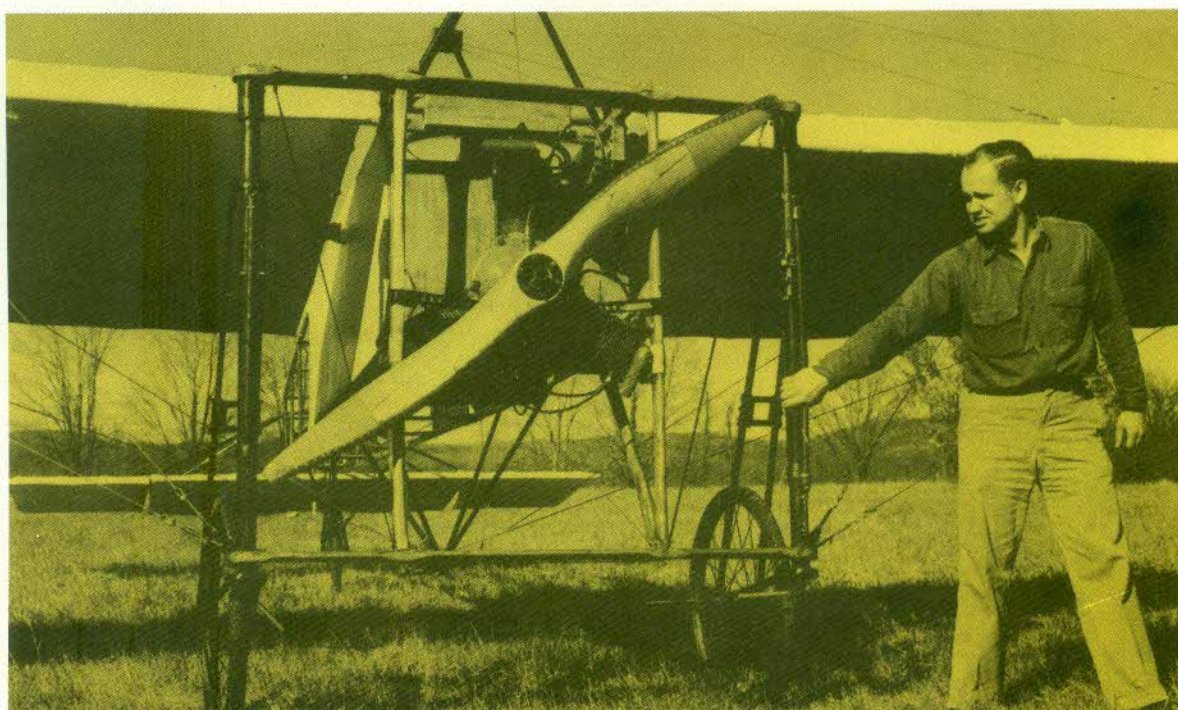
Desde el comienzo del vuelo en aeroplano quedó demostrada la necesidad de algún tipo de tren de aterrizaje provisto de amortiguadores. En los primeros aviones la amortiguación normalmente se conseguía mediante cuerdas

El Rolls-Royce Avon RA.29/6 tipifica al primer motor a reacción civil con un TBO de 1.000 horas.





Trenes de aterrizaje de tres tipos contrastantes; (a) conjunto de cuatro ruedas del Airbus A330B; (b) el Mosquito tenía dos amortiguadores de goma en compresión; (c) tren del Vickers Wellington con dos amortiguadores oleoneumáticos.



El Blériot XI tenía las ruedas amortiguadas con correas de goma en tensión.



Los cazas Hawker Fury para Yugoslavia tenían ruedas Dowty amortiguadas internamente.

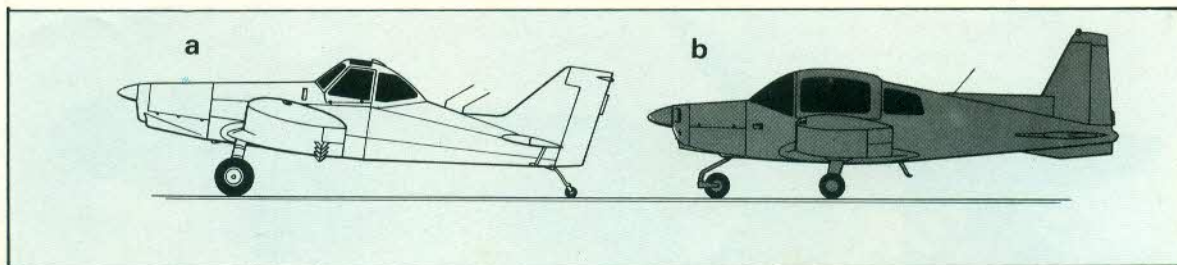
de goma, pero presentaba el inconveniente de que rebotaba peligrosamente. No se consiguió ninguna respuesta satisfactoria hasta que, alrededor de 1930, los diseñadores comenzaron a aceptar la valía de las patas de tren de aterrizaje diseñadas por ingenieros y construidas con

gran precisión. La de uso más difundido fue la pata oleoneumática, utilizada actualmente excepto en las avionetas. La oleoneumática utiliza martinets, fluidos diversos como aire, nitrógeno, aceite o líquidos especiales de moléculas muy grandes (para hacerlos más compre-

Las 28 ruedas del Lockheed C-5A son utilizadas para distribuir el peso en pistas de aterrizaje sin pavimentar.



Desde 1916 hasta alrededor de 1945, los trenes de aterrizaje de la mayoría de los aviones eran del tipo de rueda de cola, como el de la máquina agrícola Piper Pawnee (a). En la actualidad casi todos poseen ruedas de proa, como el Grumman American Traveller (b).



En 1950 Boeing diseñó el B-52, un bombardero pesado con un tren de aterrizaje exclusivo de cuatro ruedas dobles, todas bajo el fuselaje, y pequeñas ruedas en los extremos exteriores de las alas. Las ruedas principales pueden ser orientadas, de modo que en aterrizajes con viento cruzado el B-52 puede "avanzar de costado", diagonalmente.



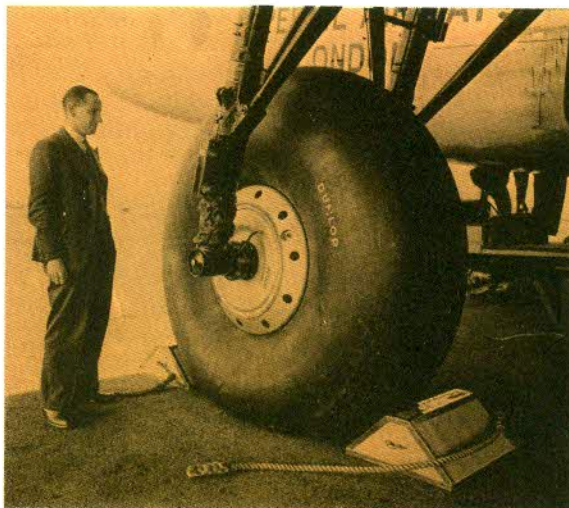
El tren de aterrizaje del Lockheed F-104 Starfighter soporta 13.600 kg, a más de 320 km/h, y ocupa muy poco espacio una vez retraído. La amortiguación se realiza mediante pequeños martinetes de "muelle líquido", montados cerca de los extremos superiores de las patas abisagradas.

sibles) y válvulas que permiten que la pata choque fácilmente sin rebotar.

Cuando los trenes de aterrizaje se hicieron retráctiles, muchos países europeos escogieron patas únicas para cazas y avionetas y trenes de patas gemelas para los bombarderos, estos últimos con una pata descansando a cada extremo de un eje y retraíbles hacia el frente o hacia la cola para alojarse en las góndolas de los motores. Los aviones norteamericanos, así como el Junkers Ju 88 alemán, llevaban normalmente patas únicas, si bien las del Ju 88 eran poco corrientes en el sentido de que se amortiguaban mediante un grupo de anillos biselados de muelle de acero. Otro amortiguador poco corriente fue el del de Havilland Mosquito, que consistía en un grupo de bloques de goma. A medida que aumentaba el peso de los aviones, también aumentaba el número de neumáticos necesarios para distribuir el peso sobre la superficie del aeródromo. El Focke-Wulf Fw200 Condor llevaba ruedas gemelas en patas muy complicadas; los aviones de carga Messerschmitt Me 323 y Arado Ar 232 tenían numerosas ruedas pequeñas a lo largo del fuselaje; pero el avión más pesado de la Segunda Guerra Mundial, el Boeing B-29, tenía patas únicas, apoyadas cada una de ellas en dos neumáticos. Desde 1945 se han producido numerosas configuraciones del tren de aterrizaje, con un número de esquemas particularmente diverso en los aviones V/STOL.

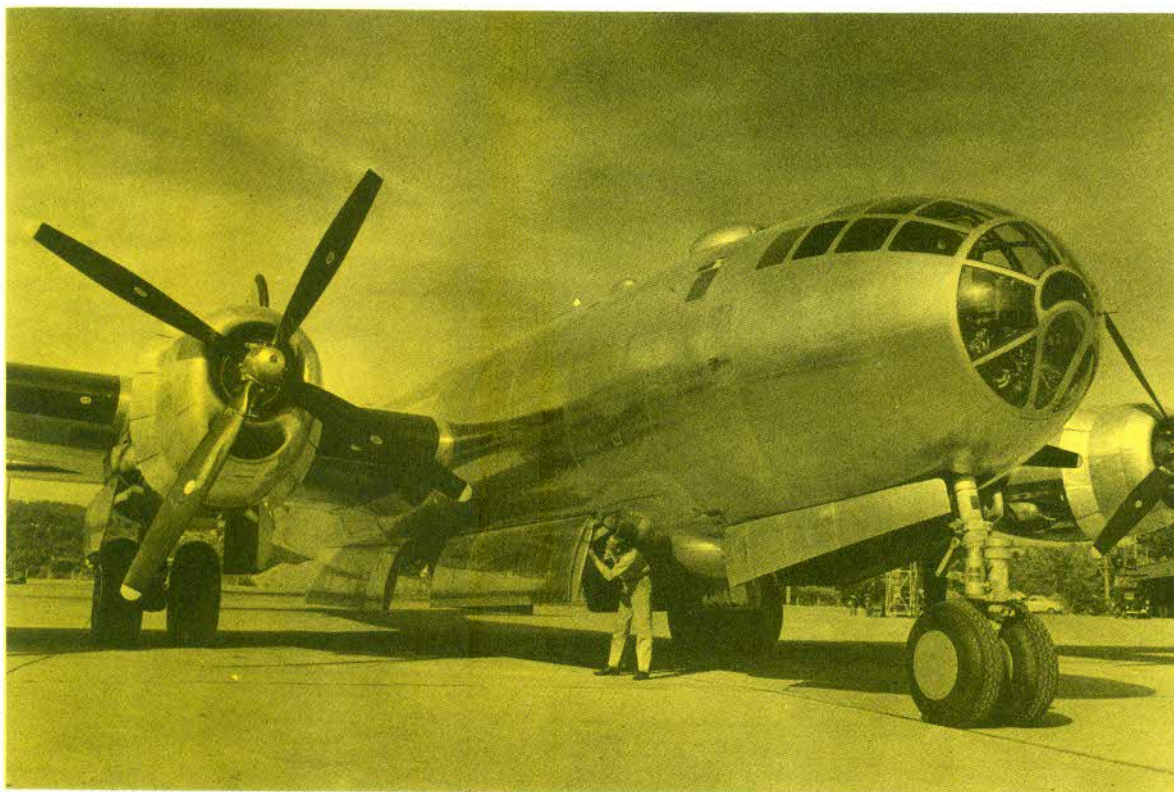
Ruedas, neumáticos y frenos

Tanto las ruedas como las llantas de los primeros aviones guardaban gran similitud con las utilizadas en las bicicletas. En la actualidad, la típica rueda es un tambor de aleación de mag-



En la década de 1920 los aviones grandes y pesados poseían enormes ruedas de grandes neumáticos de baja presión, siendo el Armstrong Whitworth Ensign un ejemplo típico. Actualmente estos aviones tendrían muchas más ruedas y de menores dimensiones.

nesio cuyo interior está totalmente ocupado por el freno. La rueda va provista de un neumático especial con múltiples capas de tejido encauchado, inflado hasta una presión que los neumáticos de la mayoría de los automóviles. Los aviones diseñados para operar desde superficies sin pavimentar son en general más ligeros; si son pesados, deben llevar un tren de aterrizaje de "gran flotación" con múltiples neumáticos de baja presión. Muchos aviones despegan y aterrizan a velocidades que llegan a superar los 322 km/h., por lo cual resulta problemático que la superficie de la pista no esté limpia y seca. Incluso la presencia de una capa de agua de 13 mm. puede hacer que el avión se deslice patinando sobre el agua, sin tocar en absoluto la pista; debido a ello, los neumáticos deben ser diseñados para actuar como bombas de agua de gran capacidad, para expulsar agua por ambos lados. Muchos neu-



El avión de combate más pesado de la Segunda Guerra Mundial, el bombardero Boeing B-29, instauró la moda de colocar dos ruedas en cada una de las patas principales y en la de proa. Aún hoy, numerosos aviones conservan exactamente esta misma disposición. Otra característica del pionero B-29, ahora casi universal, era el tren de aterrizaje orientable en la proa.

máticos poseen rebordes laterales que actúan como muros vaporizadores, impidiendo que el agua golpee a gran velocidad contra los flaps u otras zonas. El dibujo de neumáticos debe ser sencillo, acanalado o cubierto de puntos salientes para proporcionar una indicación inmediata del desgaste.

Los frenos de los aviones deben absorber cientos de miles de veces más energía cinética que los frenos de los automóviles o de los camiones pesados. El RTO (Rejected Take-Off) o de un avión Concorde, tal vez a raíz de algún fallo repentino del motor, implica detener casi 203.000 kg. desplazándose a más de 322 km/h.; y para certificar un avión de este tipo, esta demostración debe realizarse utilizando sólo los frenos de las ruedas.

Los frenos de los primeros aviones eran simples bandas de fricción, a menudo accionadas mediante una palanca desde la cabina y cables, es decir, eran similares a los frenos utilizados en los primeros automóviles. Hacia 1940 el uso de la actuación hidráulica estaba generalizado, utilizando también los diferenciales (más en un lado del avión y menos en el otro), para ayudar en los cambios de dirección o para resistir el deslizamiento, la tendencia involuntaria e inestable a girar que se produce con trenes de aterrizaje del tipo de rueda en la cola. De no lograr evitarlo en un comienzo, el deslizamiento provocaba un "caballito" que puede romper el tren de aterrizaje. Hoy en día, virtualmente todos los aviones controlan los frenos por pedales. Algunos trenes de aterrizaje aún aplican presión neumática o hidráulica a las zapatas de los frenos, presionadas contra el interior del tambor de la rueda, pero prácticamente todos los aviones

rápidos o de grandes dimensiones utilizan frenos de disco o multidisco, en los que los cojinetes de presión aprietan uno o más discos adaptados para girar con la rueda.

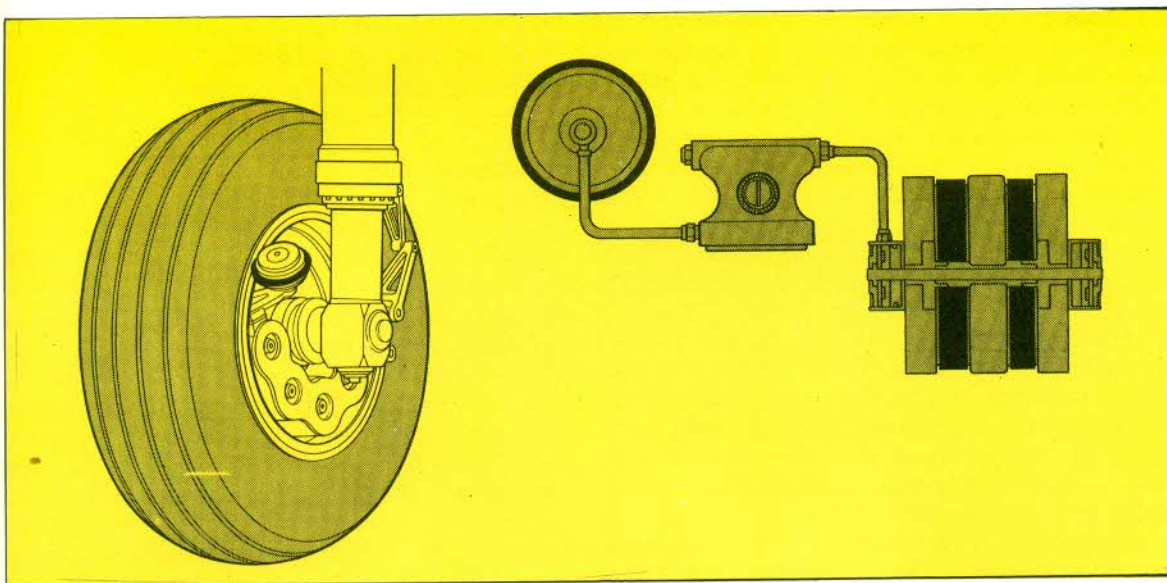
La disipación de millones de metros/kilo de energía cinética en el pequeño espacio que representa la rueda de un avión constituye un difícil problema. Los discos de freno pueden ponerse rápidamente al rojo vivo debido al calor, por lo cual es necesario un enfriamiento por aire. En casos extremos, la alta temperatura podría llegar a hacer explotar el neumático, de modo que la rueda lleva incorporadas unas bocas fusibles que, después de una abrupta parada de emergencia, pueden fundirse para permitir que el aire escape libremente sin peligro. Todos los aviones rápidos o pesados poseen sistemas antideslizamiento, gracias a los cuales el piloto puede "clavar los frenos" sin temor a resbalar, aun en una pista cubierta de hielo. Estos sistemas equilibran exactamente la presión de los frenos con la velocidad de rotación de la rueda, atenuando la presión en el momento en que la rueda tiende a bloquearse. Los discos o anillos de freno más modernos son de un material especial capaz de absorber grandes cantidades de calor y permanecer consistentes a altas temperaturas. Los del Lockheed C-5A son de berilio, mientras que los del Concorde son de carbono reforzado.

Ratog y Jato

En ocasiones resulta necesario un equipo especial para despegar o hacer detener el avión después del aterrizaje. El RATOG (Rocket-Assisted Take-Off Gear, mecanismo de despegue asistido por cohete), JATO (Jet-Assisted Take-



El Sukhoi Su-7BM, de fabricación soviética, es uno de los muchos aviones tácticos modernos diseñados para operar desde pistas de aterrizaje y despegue sin pavimentar y bajo condiciones bélicas. Posee grandes neumáticos de baja presión, una instalación para paracaídas de frenado y cohetes para ATO (assisted take-off, despegue asistido) opcional, que pueden incorporarse en caso de necesidad y luego ser lanzados en vuelo.



Uno de los sistemas de freno antideslizamiento más utilizados es el Dunlop Maxaret. Una pequeña rueda gira a gran velocidad, accionada mediante su pestaña de goma, en contacto con la rueda principal. Si esta última se bloquea, la rotación de la rueda pequeña se interrumpe y, a través de unas válvulas especiales, atenúa instantáneamente la presión en los frenos, con lo que la rotación se restablece.

Off, despegue asistido a reacción), fue desarrollado originalmente por la Unión Soviética en 1934 y luego retomado nuevamente por Alemania, Gran Bretaña y Estados Unidos, diez años más tarde. Se incorporan al avión, o se colocan exteriormente, motores de combustible sólido (en contadas ocasiones agua presurizada o propelentes líquidos), con ejes de empuje inclinados que atraviesan el centro de gravedad del avión, para evitar cualquier tendencia a hacer bajar o subir la proa. Algunas veces los contenedores vacíos se conservan a bordo, pero generalmente estos se desprenden por sí solos al agotar su empuje, que se agota al cabo de un breve período. Ejemplos extremos de despegue reforzado fueron los experimentos realizados entre 1956 y 1959 con cazas supersónicos, en los que enormes cohetes únicos impulsaban al avión diagonalmente desde un lanzador similar al de un misil, que podía estar situado dentro de un hangar a prueba de bombas.

Los sistemas de detención comenzaron con diversas disposiciones de cables en la cubierta de los portaaviones; así como también las catapultas utilizadas para lanzar aviones desde portaaviones y otros tipos de barcos. Hacia 1955 el mecanismo de detención estaba siendo instalado en los aeródromos militares. Como

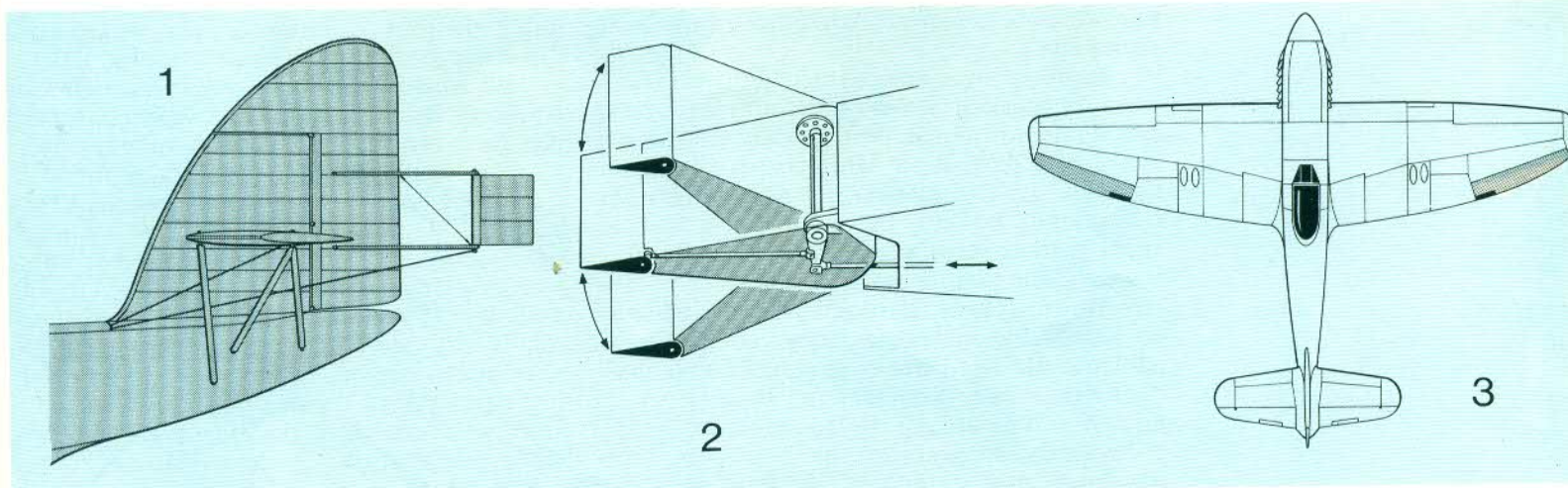
alternativa, puede colocarse una red de seguridad a través del extremo de la pista contrario al viento, para detener a los aviones que por cualquier motivo pasen a demasiada velocidad. En general estas redes incorporan numerosas tiras verticales de correa de nylon, lo suficientemente fuertes como para frenar al avión sin producir serios daños en su estructura. En los aeropuertos civiles es muy poco frecuente la utilización de redes, pero algunos de ellos cuentan con extensas zonas para aterrizajes a gran velocidad, que se hallan cubiertas con materiales especiales, como el PFA, (Pulverized Fuel Ash), que no daña al avión. Asimismo, muchos aviones poseen paracaídas de frenado, también llamados paracaídas de resistencia, que son accionados desde un mecanismo adosado a la palanca de mando. El paracaídas aumenta la resistencia al avance, disminuyendo, por tanto, la velocidad del avión. Una vez que la velocidad ha sido suficientemente reducida, el paracaídas (puede ser uno solo o varios) se desprende para poder plegarlo y utilizarlo de nuevo.

Controles de vuelo

En las primeras épocas de la aeronáutica, la dificultad de controlar una máquina voladora constituyó un inconveniente mayor que la pro-

Gráfico 1:
El hidroavión Short Southampton poseía un servocompensador que operaba el timón de dirección.

Gráficos 2-3:
El caza Hawker Tempest de 1944 se equipó con compensadores de muelle. En la perspectiva, estos compensadores son las partes negras en los alerones.



pia carencia de un motor. Después de que los Wright demostraran que los aeroplanos podían controlarse lateralmente, alabeando las alas, el alerón volvió a utilizarse y hacia 1912 casi todos los aeroplanos empleaban la disposición de las superficies aerodinámicas más comunes actualmente. Para la estabilidad existen superficies fijas en la parte trasera, como la cola de un dardo. Para controlarlas existen superficies móviles: el timón de dirección para la guiñada, los alerones para el alabeo y los timones de profundidad para el cabeceo. En los aviones modernos esta disposición a menudo se modifica, tal como se describe más adelante.

Desde los comienzos hasta después de la Segunda Guerra Mundial, los sistemas de control de vuelo se manejaban manualmente, operados por los músculos del piloto (en algunas ocasiones los manejaban de forma conjunta dos pilotos fuertes). Los problemas eran sencillos. Uno de ellos era que, cuando el avión estaba alabeando, el alerón ascendente (el del ala descendente) sufría un aumento de resistencia al avance mayor que el del alerón descendente, provocando una desviación opuesta a la necesaria para un giro correcto. Una solución consistió en ensamblar los alerones de modo que el ascendente pudiese subir mucho mientras que el otro bajara sólo un poco, equilibrando la resistencia en ambos lados. Otra solución fue el alerón Frise de 1926, que fue engoznado lo más atrás posible del borde de ataque, de manera que, al ser desviado hacia arriba, el borde de ataque se proyectaba en una estela bajo el ala provocando una mayor resistencia.

A medida que aumentaban tanto el tamaño como la velocidad de los aviones, naturalmente se incrementaban las fuerzas en las superficies de mando, hasta que resultó difícil mover simples superficies abisagradas. Ya antes de la Primera Guerra Mundial, con frecuencia los diseñadores habían logrado reducir el peso colocando parte del área por delante del eje de abisagramiento. Esto se llamó contrapeso y en la actualidad todavía se utiliza, si bien ahora está mucho más generalizada una forma diferente de equilibrio aerodinámico. Como en el alerón Frise, los goznes se hacen retroceder del borde de ataque, de manera que la fuerza en la parte anterior de la superficie compense parcialmente la superficie que queda tras la articulación.

También se consideró necesario utilizar la masa de balance. Puesto que todas las superficies de mando tenían peso, podían desviarse al alterarse la parte de la célula a la que están abisagradas. La turbulencia del aire y otras perturbaciones podían, entonces, hacer que las superficies se sacudieran, oscilando tan violentamente que podían partir el avión.

Al principio se fijaron pesos aerodinámicos en brazos diagonales que se proyectaban hacia adelante del eje; pero en la actualidad la masa de balance es invariablemente interna, ya sea en el bordo de ataque (lo más adelante del eje) o en brazos proyectados que por lo general se nivelan con la superficie fija. Para conseguir

una masa mayor en un espacio reducido, las masas de balance se fabrican en aleaciones pesadas o en uranio empobrecido.

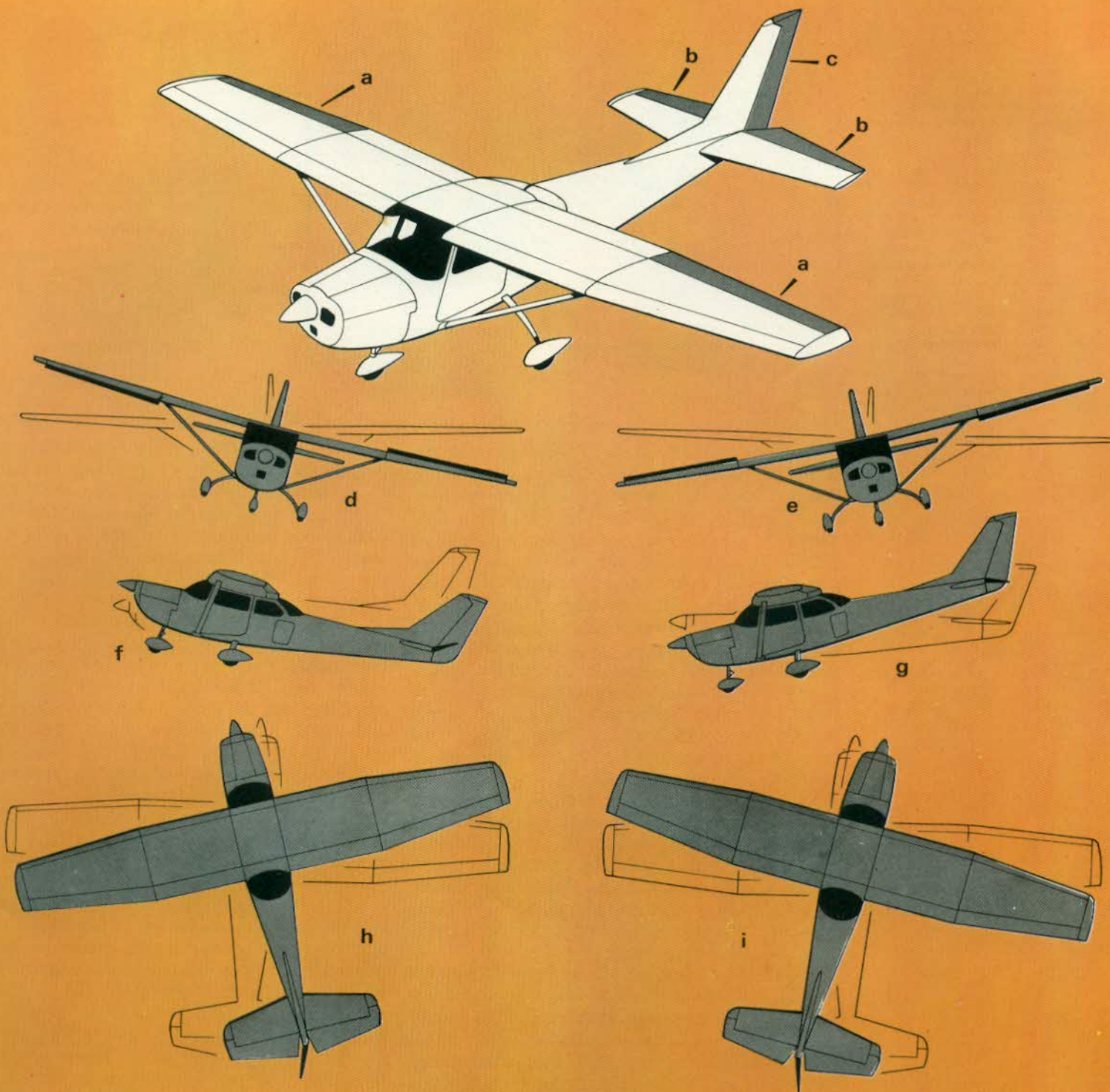
Compensadores

Durante la década de los 20, los aviones más grandes comenzaron a fabricarse con "servo-superficies" transportadas en soportes detrás de las superficies de mando, particularmente en el timón de dirección. Estas superficies auxiliares eran de escasas dimensiones y el piloto podía moverlas con facilidad. La carga de aire que actuaba entonces sobre ellas movían la superficie principal. Hacia 1933 esta extraña disposición había sido sustituida por estilizados compensadores transportados directamente sobre el borde de fuga de la superficie de mando. Como antes, el piloto se limitaba a accionar lo(s) servocompensador(es) que, a su vez, realiba(n) el trabajo más pesado de mover la(s) superficie(s) principal(es).

En realidad, la función de los primeros compensadores era de contrapesar, es decir, equilibrar las masas y las fuerzas aerodinámicas en todo el avión de manera que el piloto pudiese retirar sus manos de los mandos. En algunas ocasiones se fijaban trozos de cuerdas a lo largo de uno de los lados del borde de fuga de uno de los alerones u otra superficie, para mantener la compensación, mientras que los timones de profundidad podían compensarse mediante un muelle ajustable fijado bajo de la palanca de mando. Luego, en el transcurso de la Primera Guerra Mundial, se hizo normal la fijación de compensadores de aluminio en el borde de fuga; estas aletas de compensación eran simplemente inclinadas hasta que la fuerza de la aleta sobre la superficie de mando alcanzara la posición requerida para lograr una compensación perfecta.

Hacia 1933 las superficies de mando comenzaban a equiparse con aletas de compensación abisagradas, una idea mucho mejor puesto que éstas podían accionarse a través de mecanismos irreversibles desde unas manivelas situadas en la cabina. Esto le permitía al piloto recompensar el avión en el aire, aliviando en gran medida el fatigoso esfuerzo a que se ve sometido en los vuelos largos, ya que anteriormente debía aplicar durante todo el tiempo una fuerza en los controles para mantener la dirección y el nivel de vuelo.

En consecuencia, durante la Segunda Guerra Mundial muchos aviones llevaban superficies de mando tanto con servocompensadores, para facilitar las maniobras, como con aletas de compensación, para permitir que el avión volara "sin la ayuda de las manos". También aparecieron otras alternativas al servocompresor. Una de ellas fue la aleta de compensación o aleta engranada. En ella la aleta estaba unida a la superficie fija mediante brazos articulados y el piloto accionaba la superficie de mando principal. Al mover la superficie principal, la aleta se desviaba automáticamente para ayudarlo y el mecanismo de articulación se acomodaba para dejar una agradable carga de con-



Las superficies de mando de una avioneta Cessna, típicas en los aviones de alas fijas: (a) alerón, (b) timones de profundidad, (c) timón de dirección, (d) alabeo hacia la izquierda, antes de girar hacia la izquierda, (e) alabeo hacia la derecha, antes de girar hacia la derecha, (f) cabeceo proa arriba, para subir o, manteniéndose, hacer un rizo, (g) cabeceo proa abajo, para picar, (h) guiñada hacia la izquierda con "timón de dirección a la izquierda", (i) guiñada hacia la derecha.

trol residual. Una aleta demasiado poderosa podría producir inestabilidad y sobrecontrol, y en algunos aviones los mandos eran tan ligeros que debieron agregarse aletas anticompensación, parecidas a las aletas engranadas, pero que se movían en dirección opuesta para contribuir a la carga del piloto.

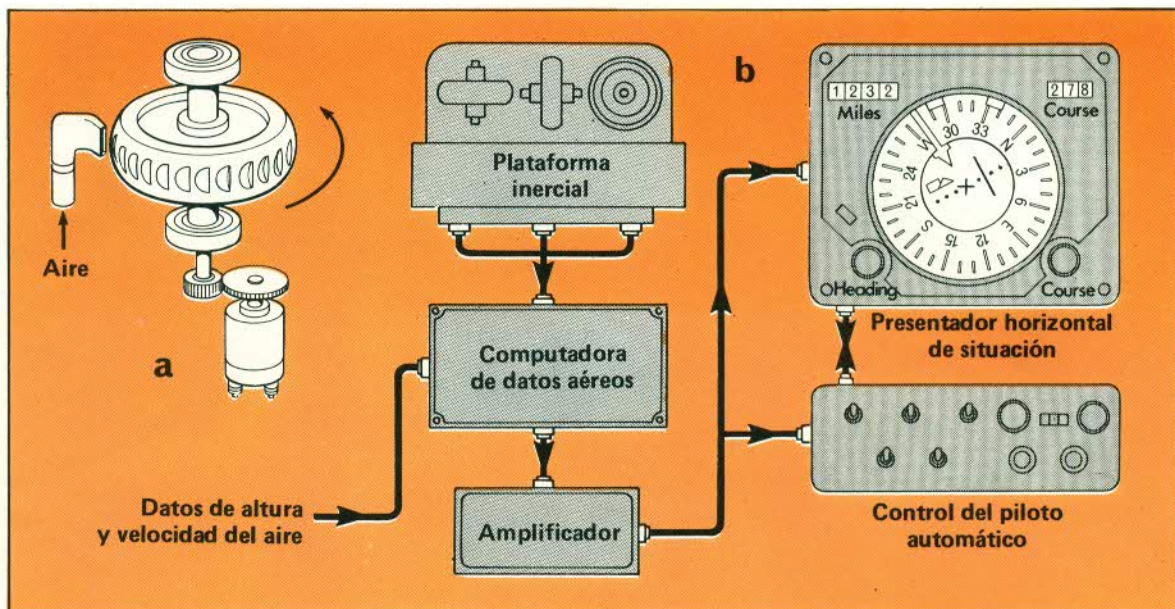
Alrededor de 1942, los cazas comenzaron a equiparse con un dispositivo aún más refinado, el compensador amortiguación. El piloto accionaba tanto un servocompensador como la superficie principal, mediante una articulación de muelle (del tipo de una varilla de torsión). Esto ofrecía la ventaja de que a altas velocidades proporcionaba una asistencia pro-

gresiva, puesto que entonces la superficie principal era más difícil de mover y la mayor desviación de la articulación de muelle resultaba en un mayor movimiento de la aleta. También se puso atención en el borde de ataque, que se adaptó con precisión a la estructura fija y en ocasiones se prolongó en un flap engoznado.

Pilotos automáticos

En la década de 1920 algunos pioneros habían mejorado los pilotos automáticos, que desde 1912 venían siendo objeto de experimentaciones. El objetivo se limitaba a mantener el avión en un rumbo recto y nivelado, sin tener en

Un sistema inercial simplificado, que muestra un giroscopio esquematizado accionado por aire (a) con un engranaje de arranque sincronizado (actualmente los giroscopios se accionan eléctricamente). En el centro (b) se halla la plataforma inercial, con tres giroscopios de ejes mutuamente perpendiculares, cuyos datos de aceleración alimentan una computadora y un amplificador que, a su vez, acciona el HSI (Horizontal Situation Indicator, indicador de situación horizontal) y, a través de un controlador, el piloto automático. El HSI proporciona una lectura de rumbo, ruta, desviación de la ruta y distancia hasta destino o hasta el siguiente punto de la ruta. Los pilotos automáticos han sido objeto de estudio desde los primeros días de la aviación. Sin embargo, el primer sistema práctico fue el desarrollado por Elmer Sperry, que en 1912 se utilizó en un hidroavión Curtiss.



cuenta los factores de compensación o los posibles inconvenientes producidos por la turbulencia del aire. Lo que se requería era un giroscopio, para percibir la rotación del avión alrededor del eje sobre el cual el piloto automático ejercía su autoridad, además de un sistema que vinculara la rotación percibida con el sistema de instrumentos de mando. De esta forma, en caso de que el avión comenzara a caer en picado, la rotación proa abajo podía ser detectada y medida (casi siempre eléctricamente, aunque en ocasiones neumáticamente) y la señal resultante derivada a una unidad servomotriz, capaz de mover en conjunto los instrumentos de mando (en este caso los timones de profundidad), para recuperar el nivel de vuelo. Hacia 1939 los pilotos automáticos eran un artículo extravagante que sólo los proveedores especializados podían ofrecer. Podían dirigir los movimientos de cabeceo, guiñada y alabeo, no sólo para corregir alteraciones no deseadas, sino también para lograr que el avión realizara las maniobras deseadas, como un giro de correcta inclinación transversal.

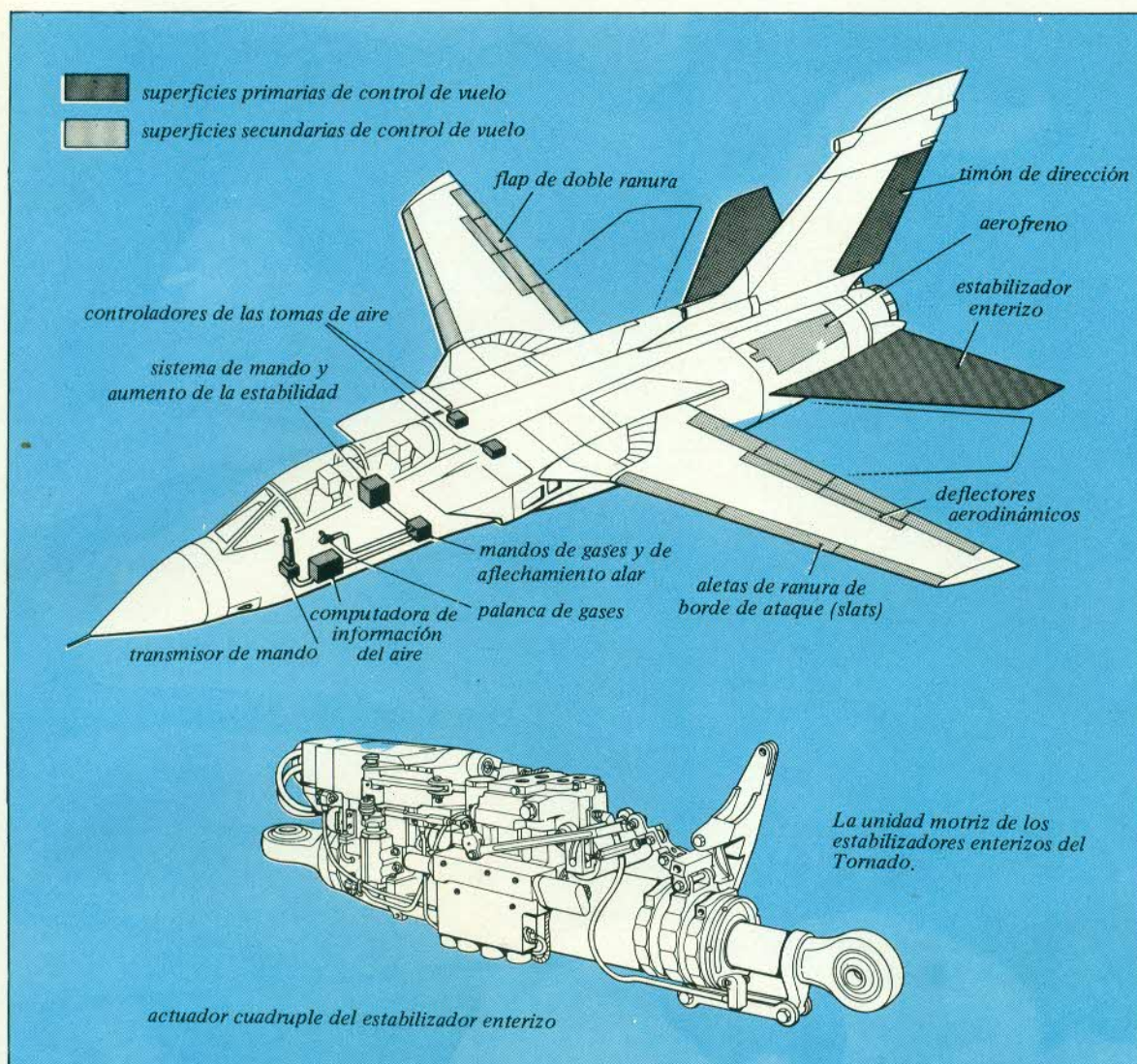
Durante y después de la Segunda Guerra Mundial, los pilotos automáticos fueron dotados de habilidades adicionales. Podían gobernarse como para hacer volar el avión en un rumbo magnético específico, o para mantener una velocidad relativa determinada, o número de Mach, o bien alcanzar una altitud previamente elegida y mantenerla por tiempo indefinido, a pesar de las turbulencias del aire.

Era evidente que todos los sistemas de pilotos automáticos debían ejercer alguna autoridad, cuidadosamente determinada, sobre el sistema de los instrumentos de mando. Las señales de salida se unieron a un sistema mecánico capaz de mover en conjunto las superficies de mando, provocando o no el movimiento correspondiente de los instrumentos de mando en la cabina. En algunos casos este sistema mecánico era eléctrico, en otros era hidráulico o neumático, y podía asumir la forma de servo directo, conectado ya fuese a cualesquiera de las superficies sobre las cuales tenía autoridad

el piloto automático, o a la articulación de interconexión entre las superficies y la cabina.

Establecer la autoridad resultaba difícil. Supóngase, por ejemplo, que el piloto automático se encontrara con un aire de gran turbulencia. Para mantener un vuelo recto y nivelado a una altitud constante, debía, evidentemente, generar una inmediata y gran potencia de salida, más allá de la capacidad de un piloto humano. O qué ocurriría si, por ejemplo, se equivocara y ordenara a los instrumentos de mando una "aceleración" que provocara una maniobra no deseada, de violencia suficiente como para romper el avión. La respuesta consistía en incorporar circuitos de protección automáticos contra salidas incorrectas, o para permitir al piloto superar esas salidas y poder desconectar casi de inmediato el piloto automático. Finalmente los pilotos automáticos se volvieron mucho más complejos, posibilitando el aterrizaje en malas condiciones meteorológicas.

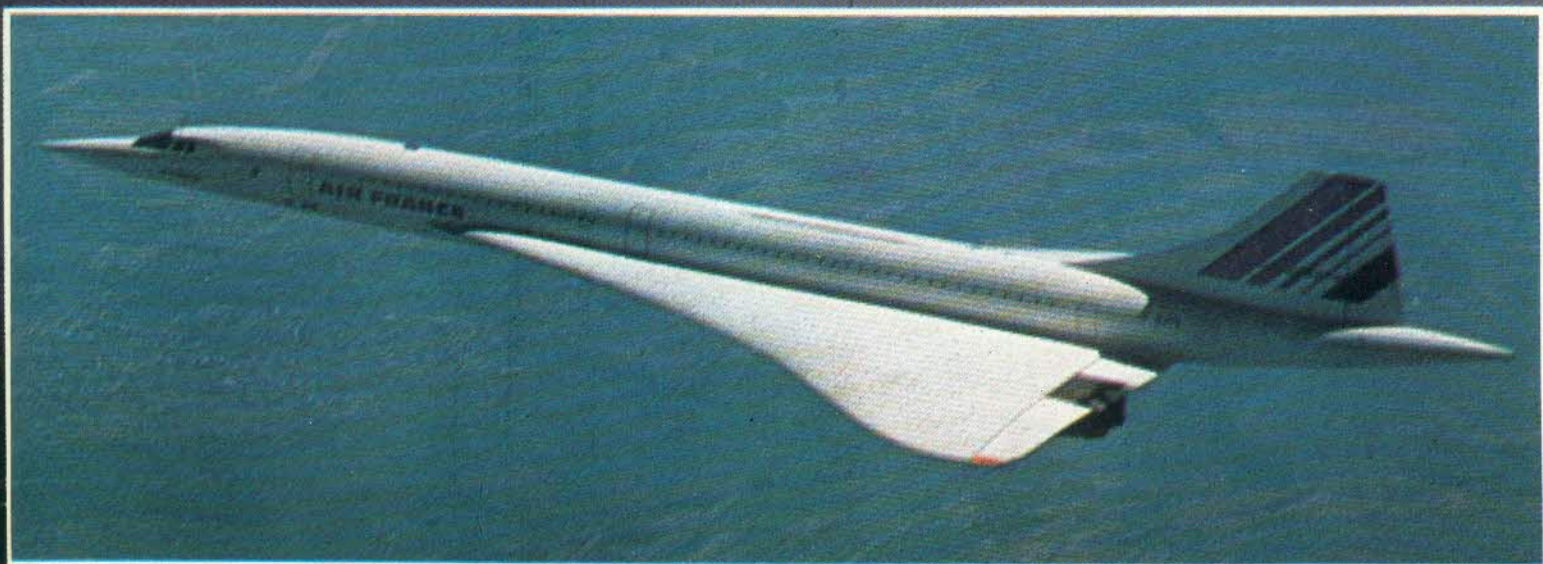
Cuando los pilotos automáticos incorporaron medios para mover las superficies de control de vuelo independientemente del piloto, poco faltaba para agregar incrementadores de potencia mecánicos que ayudaran al piloto a mover los mandos de aviones de dimensiones extremadamente grandes. Los primeros mandos motorizados, los de la Segunda Guerra Mundial, eran difíciles de manejar, sufrían frecuentes desperfectos y necesitaban de una protección extensiva para limitar su autoridad y evitar que el avión se rompiera en vuelo o se estrallara contra el suelo. Finalmente se diseñaron servoincrementadores de potencia fiables, con una entrada piloto mecánica y salida hidráulica a la(s) superficie(s). Los incrementadores de potencia no eran irreversibles, y podían aún ser superados tanto por la superficie como por el piloto; este último todavía suministraba parte de la fuerza requerida, y la superficie podía sacudirse si no se lograba el adecuado equilibrio de masa. Pero hacia 1955, a pesar de logros tales como el Boeing 707, completamente manual, y el Bristol Britannia, provisto de servocompensadores en su totali-

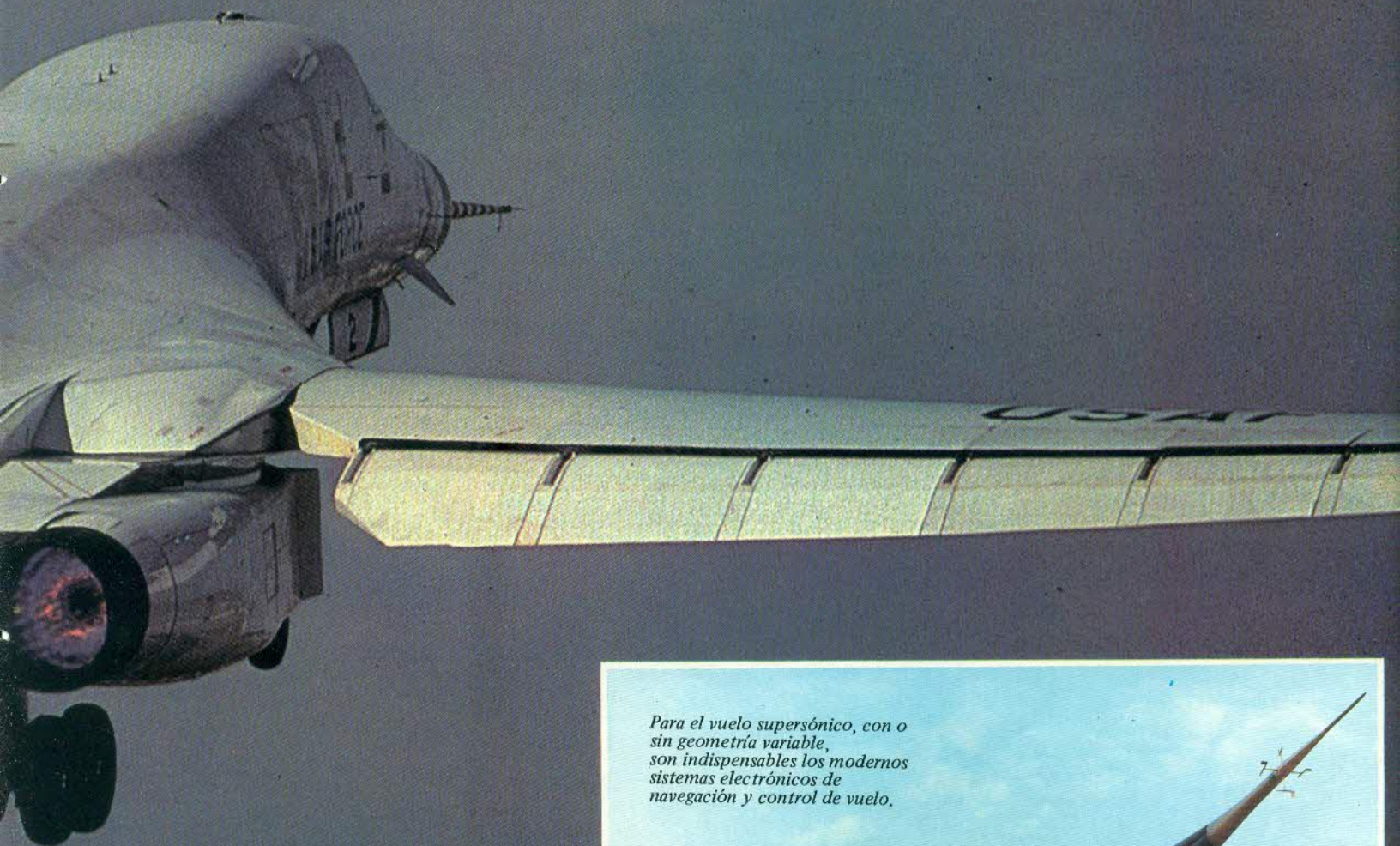


El sistema de control de vuelo del Panavia Tornado. Las líneas de puntos muestran la posición de las alas en flecha máxima, en la cual no pueden utilizarse los flaps del borde de fuga, se utilizan los frenos aerodinámicos. A todas las velocidades, los estabilizadores enterizos izquierdo y derecho son los mandos principales para el cabeceo y el alabeo, mientras que los frenos aerodinámicos se utilizan diferencialmente para incrementar el control del alabeo a poca velocidad. A poca velocidad, con las alas sin flecha, los flaps y los slats aumentan en gran medida la sustentación en grandes ángulos de ataque, para la operación en campos cortos.

El DHC-7, silencioso turbohélice canadiense, lleva un sistema de control de vuelo Sperry SPZ-700 con una computadora de vuelo Z-500 y computadora central de datos ADC-200. Además de radioaltímetro, girocompases y otro equipo moderno, puede disponer también de moderna aviónica de navegación Collins.







Para el vuelo supersónico, con o sin geometría variable, son indispensables los modernos sistemas electrónicos de navegación y control de vuelo.



dad, la mayoría de los aviones rápidos o pesados estaban provistos de una clase de sistema totalmente nuevo, el FCS (Flight-Control System, sistema de control de vuelo) motorizado por completo.

El sistema motorizado de control de vuelo

En este sistema los mandos situados en la cabina del piloto son tan solo dispositivos de entrada, como el botón de sintonización de una radio. Cuando el piloto acciona cualquiera de ellos, está dándole vida instantánea a un complejo sistema que, a través de limitadores, retenes y balancines, hace que las PFCU (Powered Flying-Control Units, unidades motorizadas de los controles de vuelo) accionen la(s) superficie(s) adecuada(s) exactamente en la medida necesaria. La PFCU tiene, por lo general, una señalización de entrada mecánica y una salida, que puede ser un enchufe hembra hidráulico, un motor hidráulico que accione un gato rosca, u otro tipo de dispositivo.

Este sistema presenta la ventaja de ser irreversible, de modo que la superficie de ninguna manera puede sacudirse ni moverse, a menos

que se la dirija para ello. Pero el piloto, al no estar conectado con la superficie, ya no puede "sentir" lo que está provocando en el avión. La solución reside en un sistema de percepción artificial, que puede consistir en una simple disposición de muelles, si bien en los aviones de gran velocidad, además de los muelles, debe contar con pesas para aumentar la carga del piloto en proporción a la aceleración del avión, así como con un servosistema hidráulico, neumático o eléctrico, para hacer que la carga del piloto sea proporcional a la velocidad relativa indicada y/o al número de Mach. De esta manera se consigue que el avión responda correctamente, tanto en el aire denso a nivel del mar como en el aire ligero de la estratosfera.

Incluso este sistema no es más que el principio de un FCS moderno. Casi la totalidad de los aviones de gran velocidad necesitan auto-compensadores para amortiguar las oscilaciones, producidas por el vuelo transónico o supersónico a través de un aire turbulento, a una frecuencia demasiado rápida como para que la maneje un piloto automático (o un piloto humano). Por lo general los autocompensadores actúan sobre el timón de dirección y, con frecuencia, también sobre la superficie horizontal

Un caza polivalente Grumman F-14A Tomcat aterrizando sobre la cubierta de un portaaviones. Este avión, versátil pero muy costoso, ajusta automáticamente la recogida de sus alas, de acuerdo a las necesidades del combate aéreo u otras situaciones.



de cola, pero casi nunca sobre los alerones.

Algunos sistemas motorizados presentan la alternativa de realizar una reversión manual en caso de producirse algún fallo, si bien para el piloto es una tarea difícil y la velocidad relativa del avión puede verse limitada. También existen sistemas modernos que no ofrecen esta alternativa, en cuyo caso el sistema motorizado debe ser esencialmente infalible. En un avión de caza, el piloto automático, por lo general, íntimamente conectado a un radar y otros sensores diversos, armamentos y sus sistemas de control de tiro, un sistema de información del aire (para calcular con suma exactitud las propiedades de la atmósfera circundante), sistemas de navegación, un sensor de ángulo de ataque y otros dispositivos, todos ellos conectados a una poderosa computadora digital que efectúa la misión en conjunto. A menudo el piloto automático se triplica o cuadruplica de modos cuidadosamente planificados, por lo que si un "canal" sufriera un desperfecto, los demás lo superarían. El vuelo automático podría incluso ser posible con desperfectos en dos canales, pero sería conveniente que en algún punto el piloto irrumpiera en el circuito cerrado del sistema de control (estadísticamente, esto se produciría en uno de cada cien mil vuelos). La conexión entre la entrada piloto/piloto automático/computadora y las PFCU, progresivamente va pasando de ser mecánica a eléctrica. En estos sistemas FBW (Fly By Wire, mando eléctrico), las señales se transmiten mediante cintas de varios núcleos, que resultan más livianas que los cables de control, pueden llegar hasta cualquier punto de la estructura del avión y son mucho más exactas.

Antes de dar por concluida esta importante sección, debe quedar claro que la disposición tradicional de las superficies móviles, que han sido descritas anteriormente con todo detalle, ya no se aplica a un número de aviones cada vez más numeroso. En la actualidad, a menudo las colas horizontales son superficies simples, sin plano de cola fijo ni timones de profundidad separados. En el caso de las aviones, se acciona de forma manual, pero en los aviones supersónicos está completamente motorizadas; en la mayoría de los cazas pueden accionarse juntas, para actuar como timones de profundidad, o diferencialmente (una arriba, la otra abajo) para hacer girar el avión. Por lo general el alabeo se controla mediante los alerones tradicionales, si bien algunos aviones los llevan bien hacia adentro para evitar que se tuerza el ala; muchos aviones comerciales grandes llevan "alerones de gran velocidad", entre las secciones del flap, y "alerones de poca velocidad" alejados del fuselaje, que a menudo se bloquean centralmente por encima de una determinada velocidad relativa o número de Mach.

Tanto los aviones de combate como muchos aviones comerciales llevan asimismo aerofrenos, que son superficies planas accionadas mediante poderosos martinetes hidráulicos, para girar sobre un abisagamiento desde la su-

perficie superior del ala contra la corriente de aire. Utilizados de forma simétrica, actúan como poderosos destructores de sustentación e incrementan la resistencia al avance, para un rápido descenso a pista sin aumentar la velocidad. Después del aterrizaje pueden abrirse rápida y ligeramente para actuar como "vacía-dores de sustentación" y colocar todo el peso sobre las ruedas, aumentando el poder de los frenos. Durante la aproximación para el aterrizaje, algunos aviones cuentan con el DLC (Direct Lift Control, mando directo de sustentación), en el que los aerofrenos, se convierten en realidad en las superficies principales de control de vuelo, para permitir que el piloto ajuste instantáneamente el promedio de descenso, sin variar ni la velocidad ni la altitud. En muchos aviones los frenos aerodinámicos pueden utilizarse diferencialmente para actuar como mandos principales de alabeo, con los alerones bloqueados (en la posición de flecha máxima, un avión de geometría variable utiliza en todos los casos frenos aerodinámicos, y/o un plano de cola giratorio, que en algunas ocasiones se denomina "taileron", estabilizador enterizo).

Una característica aún más moderna es la subdivisión de las superficies de mando de dos a cuatro secciones, cada una de ellas accionada por una PFCU en un circuito diferente, en prevención de algún posible fallo. Una característica visible de muchos de los aviones actuales es la cola en T, con superficies horizontales montadas sobre la superficie vertical, mientras que algunas máquinas supersónicas poseen superficies verticales gemelas que pueden inclinarse hacia afuera y a menudo constituyen una sola pieza (utilizándose al mismo tiempo como plano de deriva y timón de dirección). La lista de las nuevas características sería interminable. El Grumman F-14 Tomcat, por citar un ejemplo, posee un programador de aflechamiento/Mach, de manera que las alas se deslizan automáticamente hasta el óptimo ángulo de flecha, sin la intervención del piloto.

Seguridad

Ya antes de 1920 algunos aviones estaban equipados con luces de situación (roja en el ala izquierda, con un arco de visibilidad de 110°, verde en el ala derecha y blanca en la cola). En la actualidad este sistema no ha sido modificado, aunque se ha complementado con poderosos faros de aterrizaje (generalmente retráctiles) y con balizas de muchos millones de bujías, rotatorias o intermitentes, visibles desde muchas millas de distancia en una noche clara. Hacia 1925 se había generalizado el uso de los primeros extintores de incendios; hoy día los aviones incorporan sensores que detectan la presencia de llamas o de humo, sistemas de emergencia que se disparan por impacto o deformación mecánica, así como otros disparadores diversos que pueden poner en acción los sistemas de extinción, ya sea en general o en puntos específicos, como en una determi-



Actualmente los botes de goma inflables integran el equipo habitual de un avión de grandes dimensiones. Por lo general se alojan en la parte superior del ala o fuselaje y se sueltan, mediante un enlace de correas, en el momento en que el avión entra en contacto con el agua.



Casi todos los grandes aviones de transporte civil están obligados a contar con toboganes de escape inflables, de modo que los ocupantes del avión puedan evacuarlo rápidamente. El de la fotografía es el utilizado en uno de los aviones TriStar de la Eastern Airlines.

nada cabina de carga de equipaje o en una de las góndolas motrices. Los depósitos de combustible son auto/obturables en caso de perforación, diseñados como antigolpes y están recubiertos por una sustancia muy liviana y esponjosa denominada espuma reticulada, que actúa como cortafuegos (los depósitos pueden llevar este revestimiento por dentro y/o por fuera). En el espacio vacío superior del combustible se bombea nitrógeno inerte. Asimismo, no sólo el receptáculo de suministro de

combustible, sino todo el avión, se "une" mediante conductores eléctricos de proa a popa y de una punta a la otra (y, en el suelo, a una toma de tierra) para evitar que salte cualquier chispa. Por detrás de los bordes de fuga sobresalen antenas de descarga estática en forma de billones de delgados filamentos conductores, que dispersan en la atmósfera toda la carga eléctrica, que de lo contrario se acumularía hasta provocar una descarga eléctrica potencialmente peligrosa.

AVIACION MILITAR

Sistemas antihielo

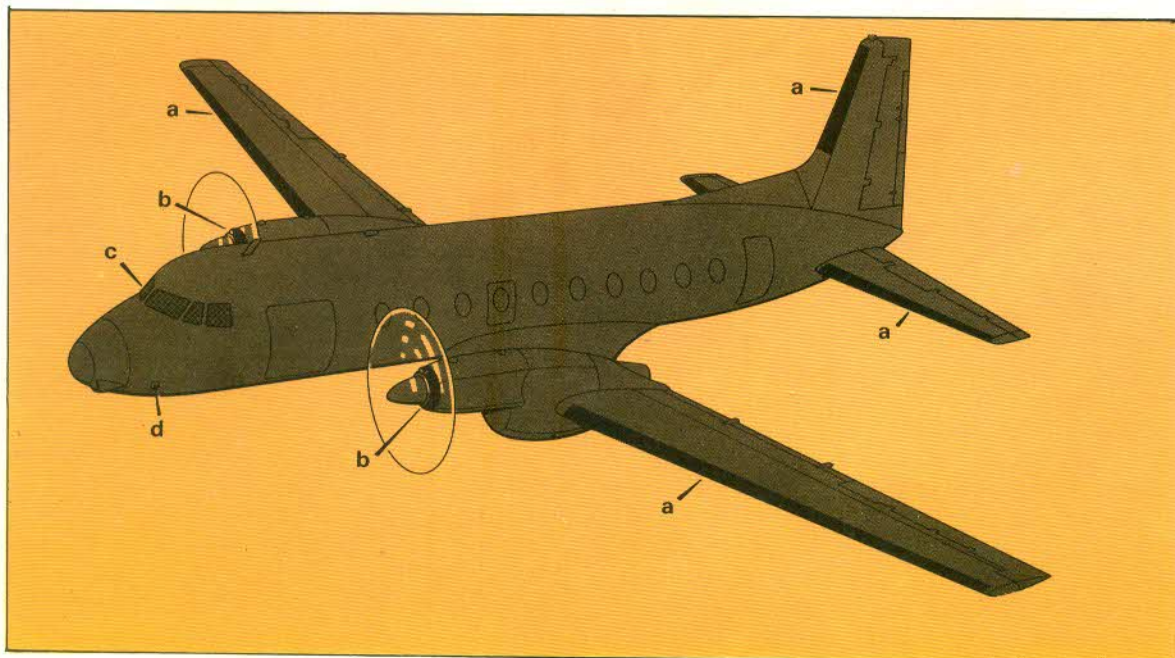
Los sistemas contra la formación de hielo comenzaron a utilizarse alrededor de 1932. Una compañía suministraba una pasta que, colocada mediante cepillos sobre las superficies exteriores, como bordes de ataque y goznes de las superficies de mando, evitaba la formación de hielo. Goodrich suministraba descongelantes elásticos de caucho para el timón de dirección, fabricados a medida, en forma de tubos aplanados que se fijaban a lo largo de los bordes de ataque. La presión neumática aplicada en secuencia rítmica al centro y luego a las puntas, convertía al vulnerable borde de ataque en una superficie ondulante que rompía el hielo con la misma rapidez con que éste se formaba, de modo que los trozos desprendidos eran arrastrados por la corriente de aire. Hacia 1942 se contaba con una protección electro-térmica contra el hielo; poco después se hicieron comunes los sistemas de aire caliente. Hacía ya mucho tiempo que el vulnerable tubo del cebador del carburador, donde el descenso local de la presión del aire reduce la temperatura y favorece la formación de hielo, haciendo pasar al motor, se calentaba mediante la circulación de aceite del motor a través de sus paredes.

Los motores de turbina a gas proporcionan grandes suministros de aire caliente para anti-congelamiento (los sistemas *antihielo* evitan la formación, mientras que los *deshieladores* se limitan a dispersarlo después de que se ha formado). Actualmente, el método preferido para los grandes aviones consiste en conducir aire sumamente caliente a través de tubos, desde los compresores del motor a lo largo del ala y

los bordes de ataque, así como a las entradas de aire del motor y los parabrisas del piloto. Muchas áreas, y muy pocos aviones en su totalidad, están protegidos mediante métodos eléctricos que utilizan elementos embebidos en goma o vaporizados (por ejemplo, el Spraymat puede vaporizarse sobre la estructura del avión, y los métodos Sierracin o Triplex recubren el parabrisas con una película transparente).

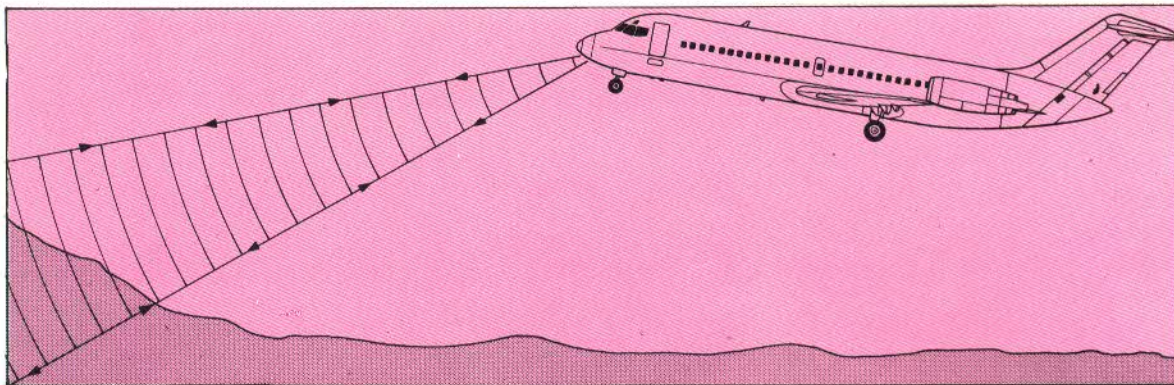
Los equipos de seguridad transportados por el avión incluyeron un hacha apenas comenzaron a construirse los fuselajes metálicos, ya que estos dificultaban potencialmente las salidas de emergencia. A finales de la década de 1930 todos los grandes aviones incluían un bote inflable (balsa salvavidas), que por lo general se alojaba en la parte superior del ala o fuselaje, y que se soltaba mediante un enlace de correas apenas el avión se apoyaba sobre el agua. Los botes se fueron perfeccionando paulatinamente, con la incorporación de asideros manuales, bolsas estabilizadoras, pantalla anti-exposición, radios de generador manual, tableta para la coloración del mar (fluoresceína), un cuchillo de hoja cóncava sujeto a una correa, una destilería solar para agua potable y una provisión de alimentos y medicinas. La vestimenta de vuelo de la tripulación incorporó arneses de paracaídas y paquetes de paracaídas integrales o separados (además de bote para los pilotos de cazas), silbato, señal, chaleco salvavidas Mae West (así llamados por su luminoso color amarillo y su forma), linterna y, hacia 1953, un radiofaro en miniatura.

Hacia 1943 algunos cazas y los primeros aviones a reacción habían conducido al desarrollo de asientos proyectables, disparados por

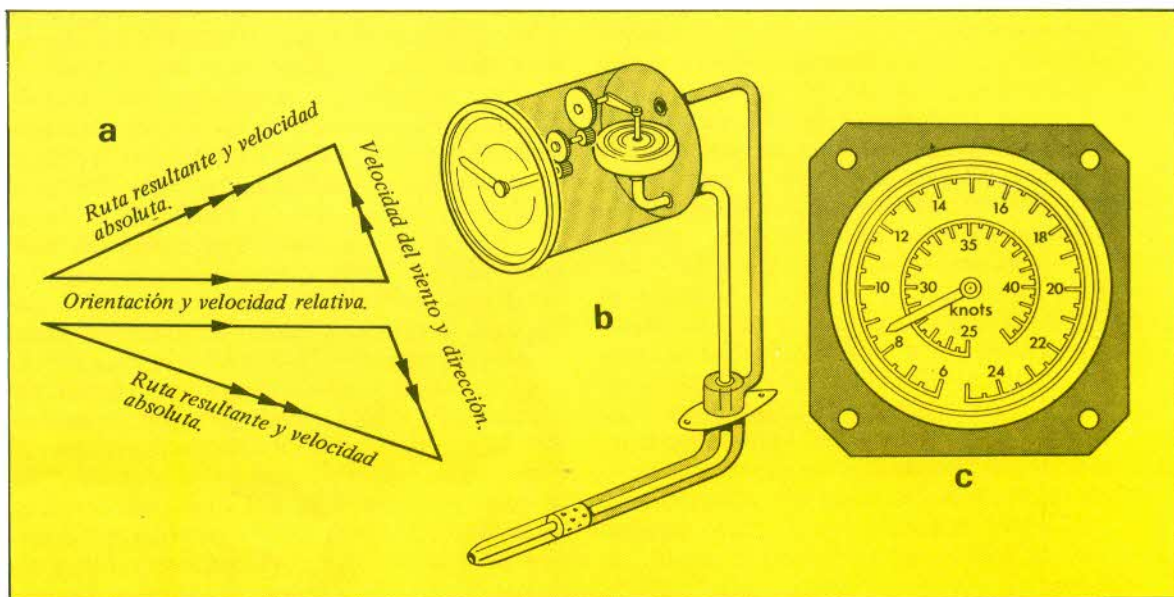


Posiciones antihielo del avión de transporte HS.748: (a) cubiertas revestimiento elasto-neumático de descongelación del timón de dirección y bordes de ataque; (b) protección electro-térmica del motor contra el hielo; (c) parabrisas electro-térmico; (d) sonda de detección de hielo.

Este boceto de un DC-9-10 ilustra el principio básico del GPWS (Ground-Proximity Warning System, sistema de advertencia de proximidad de suelo), ahora obligatorio en la mayoría de los grandes aviones para transporte civil. El sistema detecta las potenciales colisiones contra el suelo u otras obstrucciones y provoca la elevación de la proa del avión, mientras emite fuertes advertencias sonoras.



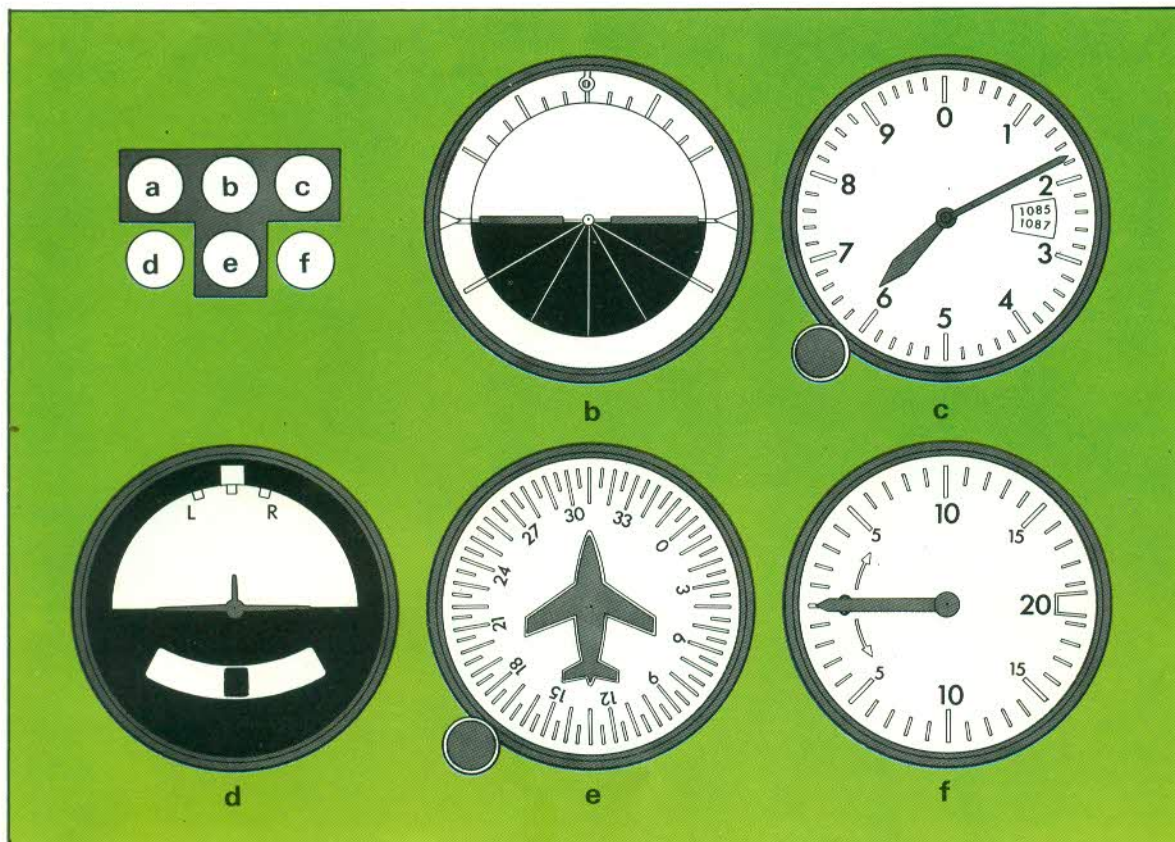
El diagrama del vector de navegación básico (a), que los antiguos navegantes debían trazar siempre en las cartas de navegación, muestra el efecto de vientos particulares. El sistema estático pitot (b) del ASI (Airspeed Indicator, indicador de velocidad relativa), muestra cómo la presión dinámica infla la cápsula, mientras la presión estática de los pequeños orificios orientados hacia los lados lo anuncia en la consola de instrumentos (c). La típica presentación tradicional del ASI (que en el panel inferior ocuparía la posición (a)).



el ocupante cuando debía realizar una salida de emergencia rápida en un vuelo a gran velocidad. El sistema se describe ampliamente en otro lugar de esta obra. Algunos aviones, muy pocos, poseen cabinas completas desprendibles que, después de un suave aterrizaje, pueden utilizarse como un refugio de supervivencia con equipo de radio. Se espera poder llegar a desarrollar cápsulas para la tripulación provistas de alas rudimentarias y algún sistema de propulsión, para que, después de su separación desde un avión de combate averiado, la tripulación pueda volar tal vez unos 80 km. hacia su base. Un sistema de escape de emergencia completamente diferente es el de los toboganes inflables, que se extienden desde la parte inferior de las puertas de los aviones de línea, para permitir que los pasajeros se deslicen por él hasta el suelo, incluso a unos 9 m. del suelo.

Asimismo, los aviones modernos incorporan centenares de dispositivos y subsistemas que mejoran las condiciones de seguridad. La mayoría de ellos están relacionados con puntos funcionales específicos, y realizan tareas similares a los fusibles que protegen a los aparatos eléctricos domésticos contra una sobrecarga, sobrecalentamiento y fallos de funcionamiento de este tipo. A través de todo el avión, una instalación BITE (Built-In Test Equipment, equipo de verificación incorporado) puede monitorizar de forma continua el rendimiento y el estado de gran número de

dispositivos, para advertir de inmediato o bien registrar cualquier defecto en una cinta, que se lee después de cada misión. Existen varias familias de grabadoras, todas ellas relacionadas con la seguridad. El tipo que se acaba de mencionar generalmente se denomina grabadora de mantenimiento. La CVR (Cockpit Voice Recorder, literalmente grabadora de voz de cabina) registra rigurosamente toda la intercomunicación y radio que se produce durante cada vuelo, y su importancia puede ser relevante ante un tribunal de justicia. Existe gran riqueza en cuanto a los tipos de FDR (Flight-Data Recorders, grabadoras de información de vuelo) y AID (Air-borne Integrated Data Systems, sistemas de información integrados aerotransportados), que los monitorizan todo, desde el desenvolvimiento de la tripulación hasta el estado del motor, mientras que la mayoría de los aviones de transporte comercial debe contar con una FDR especial, protegida contra impactos de extrema violencia, destrucción de la carga y temperaturas. Esta grabadora de catástrofes, que continúa funcionando aun después de un accidente, debe registrar al menos la altitud, velocidad relativa, aceleración vertical, ángulo de cabeceo (proa arriba o abajo), orientación y tiempo transcurrido, a intervalos de un segundo durante todo el vuelo. Muchas registran 50 parámetros, incluyendo las posiciones de las superficies de mando.



En el transcurso de la Segunda Guerra Mundial, el panel de vuelo instrumental de los aviones británicos se normalizó de esta forma, para facilitar la tarea de los pilotos que volaban en diversos tipos de aviones. (a) El ASI, como aparece en (c) arriba, pero aquí utilizado para el diagrama maestro; (b) horizonte artificial; (c) altímetro; (d) indicador de giro/pérdida de velocidad teórica, también denominado indicador de giro y deslizamiento, o coordinador de giro; (e) brújula giroscópica o giroscopio direccional; (f) indicador del promedio de trepada, también llamado VSI (Vertical Speed Indicator, indicador de velocidad vertical).

Sistemas de advertencia de entrada en pérdida

Uno de los sistemas más vitales en los aviones modernos es el avisador de entrada en pérdida. La mayoría de las alas pierden sustentación cada vez que exceden un ángulo de ataque crítico, y esto puede ocurrir cualquiera que sea la velocidad, siendo la sustentación crítica mínima la del vuelo sin aceleración (es decir, recto y horizontal). Por tanto, un sistema de advertencia de entrada en pérdida debe medir el ángulo de ataque, lo que puede conseguirse detectando la presión dinámica en dos pequeños orificios, uno de ellos orientado a 45° por encima del horizonte y el otro 45° abajo, o a otros ángulos menores. En un vuelo normal las presiones son aproximadamente iguales, pero a medida que aumenta el ángulo de ataque se van diferenciando hasta que, al llegar a un valor preestablecido, la alarma se dispara. En realidad, el sistema puede ser más complicado, ya que el peligro de entrada en pérdida depende de la proporción de aumento del ángulo de ataque; por lo tanto, es menos peligroso volar de forma paralela justo por debajo del ángulo de entrada en pérdida, que provocar un giro cerrado cuya violencia excedería este mismo ángulo en una gran proporción.

La advertencia puede ser de tipo visual, señalizada en la cabina, o mediante una bocina sonora u otra alarma auditiva. Con un aumento continuado del ángulo de ataque, puede entrar en funcionamiento un "vibrador de la palanca de mando", golpeando hacia uno y otro lado la palanca de mando del piloto, produciendo un sonoro ruido y haciéndola escapar de sus manos. Si el piloto estuviera decidido a provocar una entrada en pérdida del avión y conti-

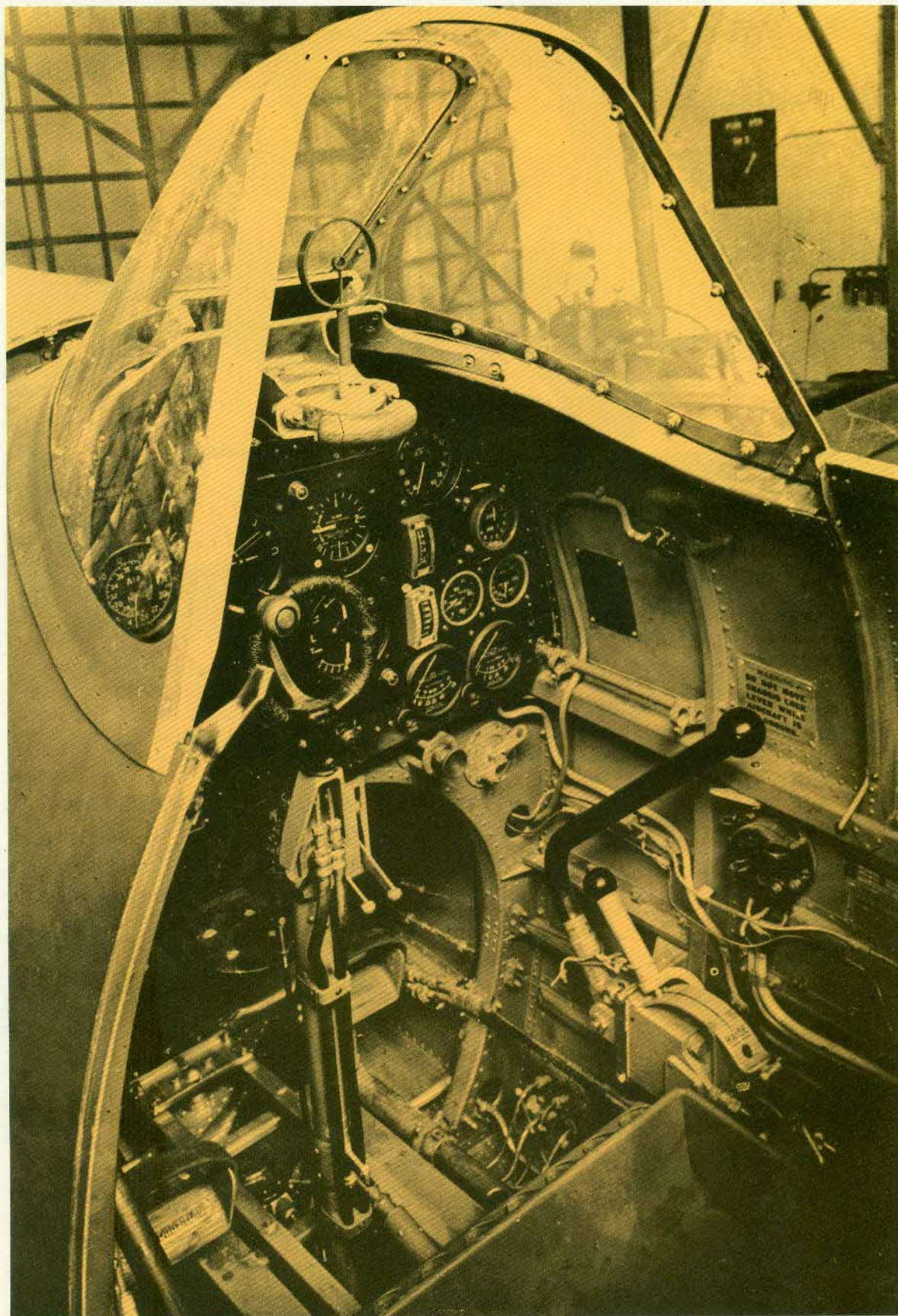
nuara tirando, un retén de la palanca de mando, tan potente que ningún piloto podría vencer, liberaría la palanca de mando, cambiando la dirección proa arriba por una firme proa abajo. La única forma en que el piloto podría impedir esta acción, sería "anulando" todo el sistema mediante la actuación positiva de un mando claramente señalizado.

Es probable que muchos aviones se estrelen contra el suelo estando en óptimas condiciones de funcionamiento, generalmente debido a la nubosidad o a la niebla. El GPWS (Ground Proximity Warning System, sistema de advertencia de proximidad de suelo) constituye un intento por evitarlo.

Otro sistema de seguridad, incluso hasta más complicado, es el CAS (Collision-Avoidance System, sistema contra colisión). Una compañía viene utilizando un CAS de forma continua desde 1964; éste se denomina Eros, a partir de "Eliminate Range-Zero System" (sistema de eliminación alcance cero), significando range-zero una colisión.

La cabina

Cada uno de los instrumentos de la cabina moderna es el resultado de muchos años de investigación y perfeccionamiento. Aparte del taquímetro (contador de velocidad), que mide la velocidad del motor (actualmente no mediante un mecanismo giratorio mecánico, sino a través de señales eléctricas transmitidas por un pequeño generador situado en cada uno de los motores), el primer instrumento fue el ASI (AirSpeed Indicator, indicador de velocidad relativa). Casi todos ellos operan en base a



La cabina de uno de los primeros Spitfire, que estaba protegida por un grueso parabrisas a prueba de balas.

la presión diferencial de un tubo de aire que capta la presión estática desde orificios orientados lateralmente en la cabeza estática/pitot del ASI (un tubo descongelado eléctricamente montado en cualquier estación del avión donde el aire no sufra perturbaciones), y la presión dinámica o presión pitot, percibida por un tu-

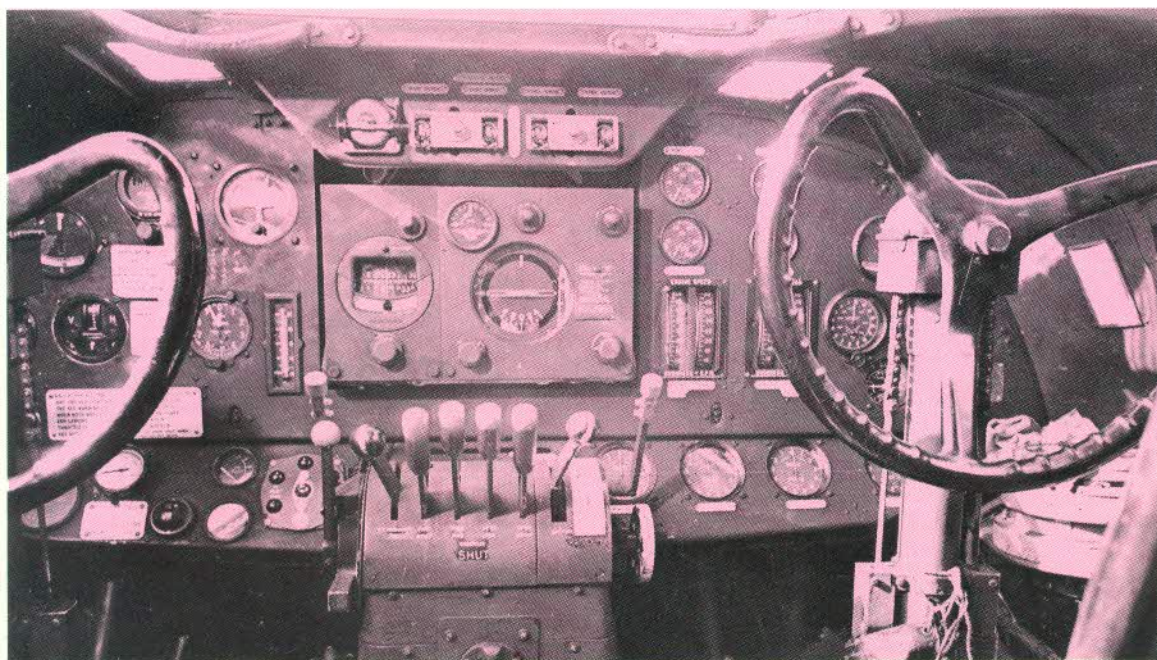
bo con uno de los extremos abierto frente a otro cerrado. Desde la Segunda Guerra Mundial, el ASI ha sido reforzado, o integrado, con el medidor de Mach, que indica el número de Mach. Se trata básicamente de una cápsula ASI que trabaja conjuntamente con una cápsula de altitud.

Las cápsulas de altitud están relacionadas sólo con la presión estática, y un grupo de ellas puede accionar el altímetro, que le indica al piloto su "altura de presión" encima de la Tierra. En realidad indica la presión del aire exterior, y debe ser corregido o reajustado para tomar en cuenta el hecho de que la presión atmosférica varía tanto con el tiempo como con la posición geográfica. El altímetro de radio proporciona la altura real por encima del suelo, mediante un sistema de radar, midiendo el tiempo que invierte una señal en llegar hasta la Tierra y regresar.

Otro instrumento de altura es el VSI (Vertical Speed Indicator, indicador de velocidad vertical), que mide el promedio de ascenso o descenso, mediante la captación del grado de expansión o contracción de una cápsula alimentada con presión estática, también abierta al instrumento a través de un pequeño orificio (es como un altímetro cuya cápsula posee una pequeña abertura). En un vuelo uniforme, las presiones interior y exterior de la cápsula están

cada uno de los otros.

Uno de los instrumentos giroscópicos más sencillos es el DI (Direction Indicator, indicador de dirección). No contiene magneto y sufre de "desvíos" en un período de tiempo, así como de errores ocasionados por la rotación de la Tierra, de manera que ocasionalmente debe cotejarse con alguno de los sistemas de brújula. Consta de un único giroscopio que gira alrededor de un eje, el cual se mantiene horizontal respecto al avión y hará "tambalearse" al giroscopio si aquél hiciera acrobacias aéreas; también proporciona una exacta referencia de rumbo para períodos cortos y, en especial, para giros precisos. Otro instrumento, el horizonte artificial, contiene un giroscopio de eje vertical que acciona una barra de horizonte, que se mueve paralelamente con el horizonte de la Tierra, ya sea por encima o por debajo, con o sin inclinación, respecto a una forma fija que simula las alas y representa el avión visto desde atrás. Otro de los instrumentos giroscópicos básicos es el indicador de giro/deslizamiento;



En el año 1938, este avión de transporte Ensign representaba la línea más avanzada en cuanto a cabina de pilotaje de aviones comerciales. En el centro están el tablero del piloto automático y las palancas de gases del motor.

equilibradas, pero el ascenso o el descenso producen un desequilibrio que acciona la aguja del indicador.

Instrumentos giroscópicos

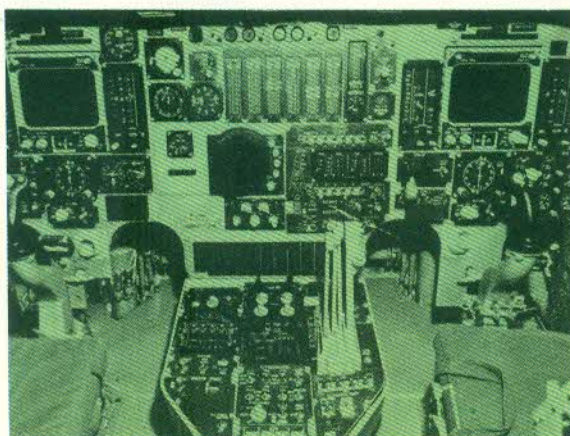
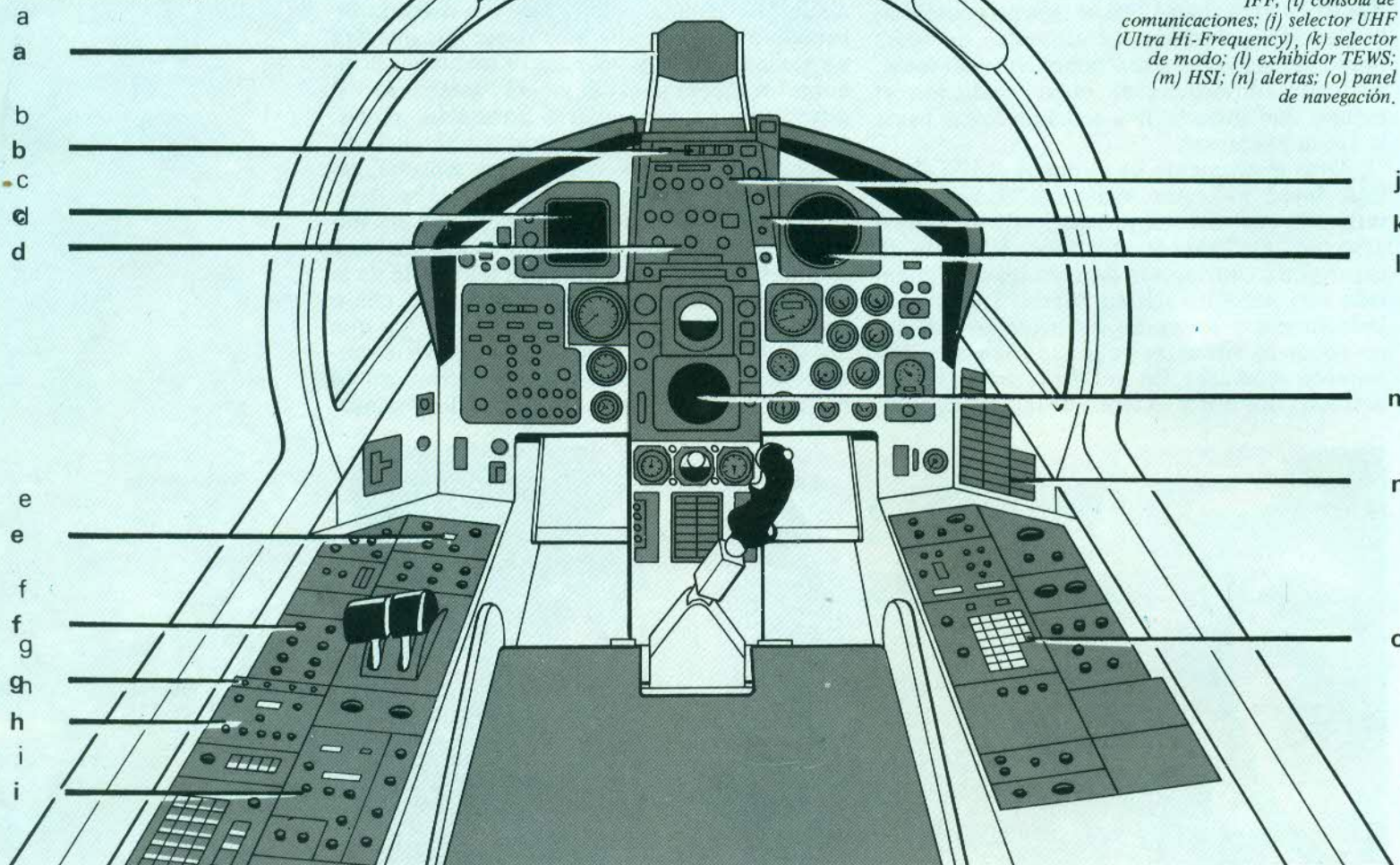
Existen muchos otros instrumentos del tipo a presión, algunos de ellos integrados en complejos sistemas de información del aire; pero el otro de los grandes grupos es el constituido por los instrumentos giroscópicos. La mayoría de los giroscopios modernos se accionan eléctricamente. Algunos "flotan" sobre soportes líquidos o gaseosos, sin ningún tipo de contacto mecánico, para lograr un centrado perfecto y una fricción de casi cero. Algunos giroscopios miden el desplazamiento angular del avión sobre uno de sus tres ejes o sobre los tres; los giroscopios de relación están libres sólo en dos ejes y, por tanto, no miden el alabeo sino la relación de alabeo en el tercer eje, a 90° de

en su forma más simple consta de un giroscopio de relación con eje horizontal, que indica la relación de giro, y un sencillo exhibidor de péndulo (como una pelota pesada en un tubo curvo lleno de algún líquido) para indicar cualquier deslizamiento hacia dentro o hacia fuera.

En principio, las brújulas magnéticas de los aviones se asemejan a las de juguete o a las utilizadas en los barcos; pero la brújula remota es un dispositivo bastante diferente, que consta de una "válvula de flujo" en uno de los extremos del ala, que no puede rotar y percibe el rumbo del avión respecto al campo magnético local de la Tierra. Todas las brújulas de los aviones incorporan complejos dispositivos para corregir los errores producidos debido al magnetismo del avión, a las maniobras del avión y otras varias fuentes de posible error. Para vuelos cercanos a los polos magnéticos de la Tierra se han diseñado brújulas especiales.

La cabina de un caza moderno, el F-15 Eagle: (a) el HUD (Head-Up Display, presentador frontal de datos), que es leído por el piloto mientras éste, simultáneamente, mira hacia adelante a través de él; (b) indicador IFF (Identification

Friend/Foe, identificación amigo/enemigo); (c) presentador de situación vertical; (d) control HUD; (e) selector de ayudas a la navegación; (f) control radar; (g) TEWS (Tac Electronic Warfare System, sistema de guerra electrónica táctica); (h) control IFF; (i) consola de comunicaciones; (j) selector UHF (Ultra Hi-Frequency); (k) selector de modo; (l) exhibidor TEWS; (m) HSI; (n) alertas; (o) panel de navegación.



Cubierta de vuelo del moderno bombardero B-1.

Sistemas de presentación de datos

Durante los últimos quince años, las bases proporcionadas por la moderna tecnología han alterado completamente el compartimiento de pilotaje. Uno de los cambios más importantes que se han llevado a cabo consiste en que en la actualidad los instrumentos más obvios conforman grandes presentadores combinados, como el DH (Direct Horizon, horizonte directo) o el HSI (Horizontal Situation Indicator,

indicador de situación horizontal). Un cambio mucho mayor es el progreso paulatino hacia presentadores aún más integrados, en los que se presentan en una única pantalla imágenes proyectadas de mapas en movimiento, imágenes de radar, imágenes de televisión, información alfanumérica e incluso una visión, real o imaginaria, de la Tierra que se extiende por delante. Muchos de los aviones de diseño avanzado cuentan al menos con un HDD (Head-Down Display, presentador inferior) de este tipo en el tablero de instrumentos del piloto, además de con un HUD (Head-Up Display, presentador frontal de datos).

El moderno HUD es un dispositivo fantásticamente complejo en el que, sin interferir con la visión hacia adelante, se proyectan en el parabrisas indicaciones de tiro para misiones aire a aire o aire a tierra, simbologías y sistemas alfanuméricos para navegación y, en modelos recientes, ilustraciones de la Tierra que se extiende por delante, obtenidas a través de sensores de blanco.

El radar se ha combinado con presentadores HUD, pero todas las últimas instalaciones utilizan FLIR (Forward-Looking Infra-Red,

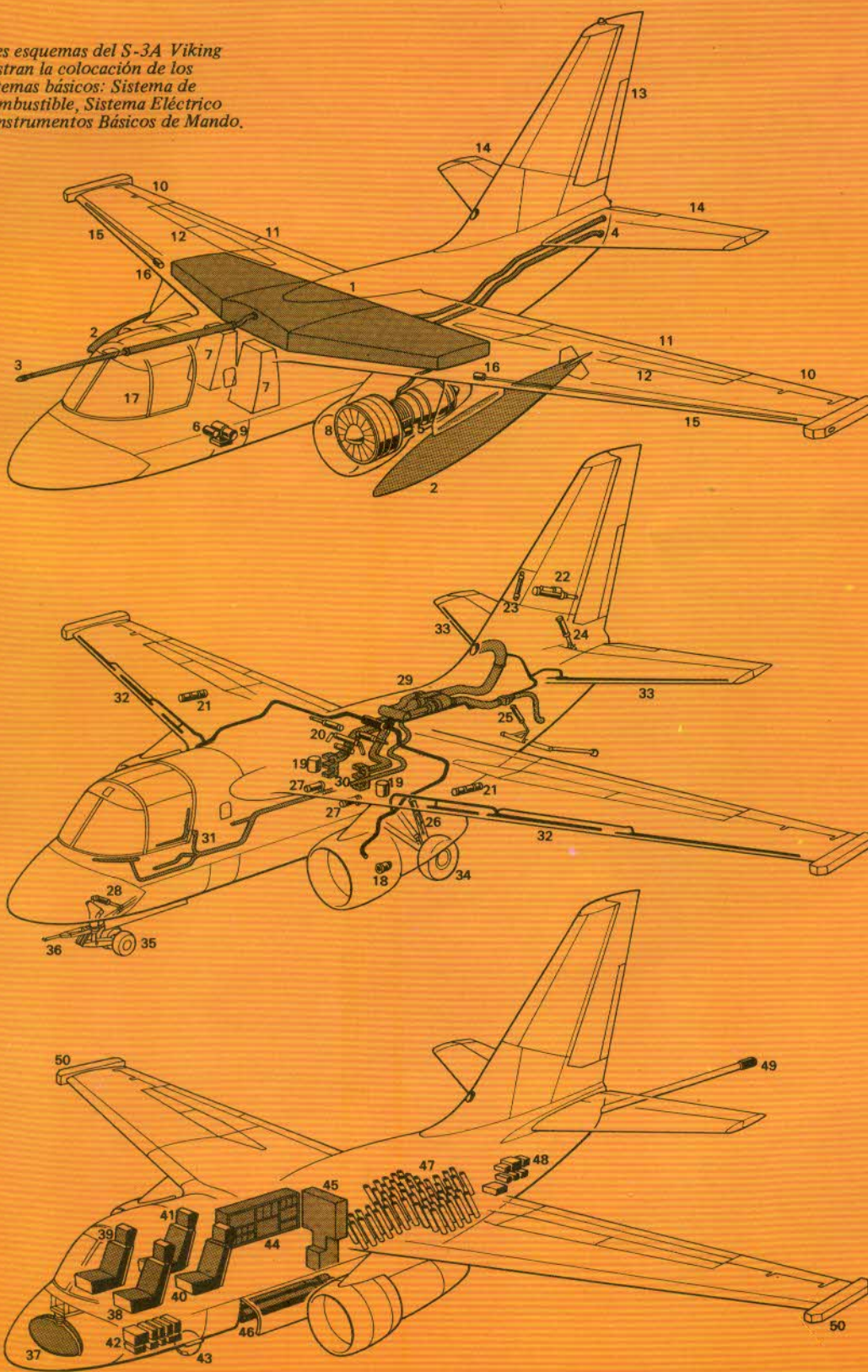
infrarrojo de detección frontal) y LLLTV (Low-Light Level Television, televisión de baja intensidad) para proporcionar imágenes detalladas de escenas que resultan demasiado oscuras para el piloto o que no alcanza a ver. Por lo tanto, en la actualidad el piloto puede volar durante la mayor parte de la misión, incluyendo todas las fases que entrañan mayor dificultad, como efectuar un ataque o realizar un aterrizaje con mal tiempo, sin siquiera tener

que "agachar la cabeza" para mirar dentro de la cabina.

Sistemas

El primer sistema de los aviones fue el que proporcionaba combustible al motor. Los depósitos pueden ser de metal, formando en algunas ocasiones parte integral de la estructura del avión, o bien una bolsa flexible construida a

Tres esquemas del S-3A Viking ilustran la colocación de los sistemas básicos: Sistema de Combustible, Sistema Eléctrico e Instrumentos Básicos de Mando.



1. depósitos de combustible integrados en el ala.
2. depósitos auxiliares.
3. sonda para reaprovisionamiento de combustible en vuelo (retráctil).
4. vaciador de combustible y tuberías de aireación.
5. generador eléctrico motorizado.
6. generador de emergencia.
7. paneles de distribución de carga eléctrica.
8. motor General Electric T-34.
9. planta auxiliar de potencia.
10. alerones.
11. flaps ranurados.
12. deflectores aerodinámicos.
13. timón de dirección.
14. estabilizador enterizo con flaps.
15. bordes de ataque abatibles.
16. actuadores eléctricos del borde de ataque.
17. parabrisas calentados eléctricamente.

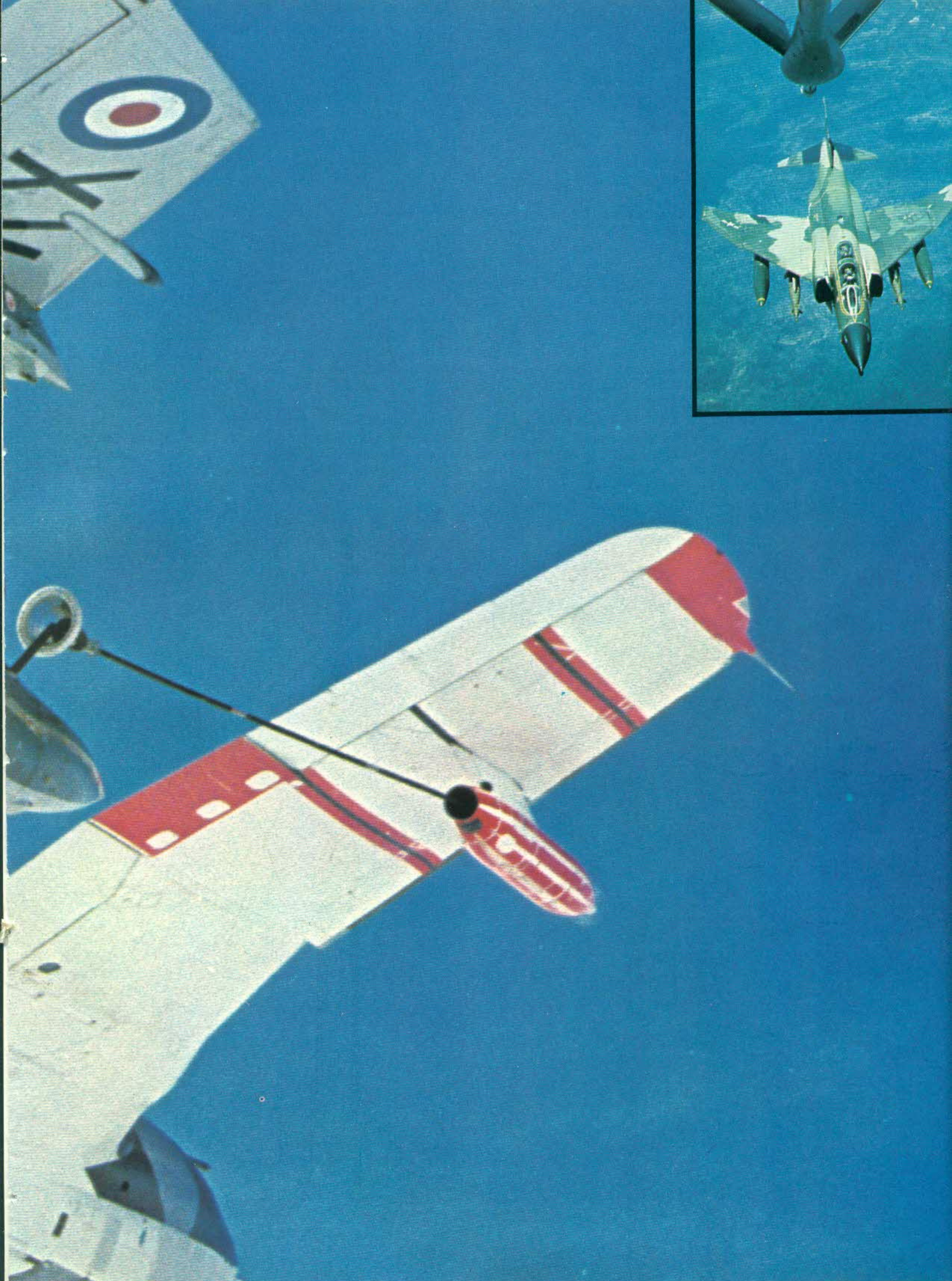
Sistema Hidráulico, Sistema Neumático y Tren de Aterrizaje (centro):

18. bomba hidráulica accionada por el motor.
19. acumuladores hidráulicos.
20. servomandos del flap y los deflectores aerodinámicos del alerón.
21. actuadores rotativos para plegamiento de las alas.
22. actuador del timón de dirección.
23. martinete para plegamiento de cola.
24. actuador de los empenajes.
25. martinete del gancho de apontaje.
26. martinete del tren de aterrizaje principal.
27. actuador de la puerta del compartimiento de armas.
28. martinete de la rueda de proa.
29. sistema de control ambiental.
30. conductos de refrigeración de la aviónica.
31. conductos de acondicionamiento del aire de cabina.
32. conductos descongelantes del borde de ataque alar.
33. conductos descongelantes de los empenajes.
34. tren de aterrizaje principal, retráctil hacia atrás.
35. pata de la rueda de proa, retráctil hacia atrás.
36. conjunto de catapultaje.

Equipo Operacional (abajo):

37. radar de búsqueda.
38. asiento del piloto.
39. asiento del copiloto.
40. oficial de control táctico.
41. oficial de control de sensores.
42. compartimiento delantero de aviónica (babor y estribor).
43. explorador FLIR (Forward-Looking Infra-Red, infrarrojo de detección frontal).
44. aviónica de control de la misión (babor y estribor).
45. computadora de control Univac.
46. compartimiento de armas (babor y estribor) con dos torpedos a cada lado.
47. tubos de lanzamiento de sonoboyas.
48. compartimiento trasero de aviónica (babor y estribor).
49. MAD (Magnetic Anomaly Detector, detector de anomalías magnéticas).
50. sensores de punta alar.





El reaprovisionamiento en vuelo se ha convertido en práctica usual en las modernas concepciones del combate aéreo. En la foto, un Handely Page Victor abastece a un Buccaneer, y en la fotografía del recuadro, el "cliente" es un Phantom.

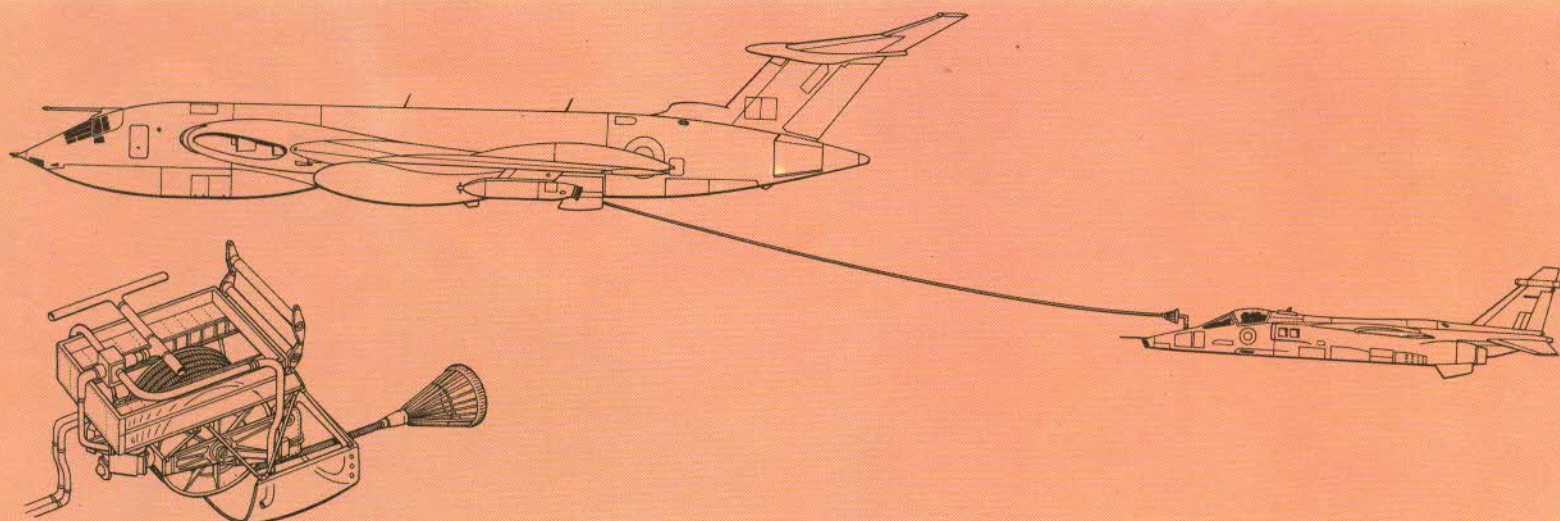
partir de múltiples capas de nylon y neopreno. Los depósitos de los aviones de combate llevan incorporadas, asimismo, capas de un material que se dilata al entrar en contacto con el combustible y, por lo tanto, sella los agujeros producidos por las balas. Todos los depósitos modernos incluyen algún sistema contra incendio, que con frecuencia consiste en la purga del espacio existente por encima del combustible con un gas inerte y utilizando espuma de poca densidad para evitar cualquier riesgo de explosión.

Los tabiques deflectores para las muchas toneladas de combustible transportado, que podrían producir turbulencias a las maniobras del avión, también se impide, mediante válvulas unidireccionales, el paso de combustible de un depósito a otro, a menos que se desee voluntariamente. Todo el sistema puede ser llenado por gravedad, como en un coche, pero todos los aviones grandes o de diseño avanzado cuentan con una o varias bocas de combustible a presión, a través de las cuales se bombea combustible a razón de hasta 9.143 litros por minuto. A menudo los aviones militares pueden reaprovisionarse de combustible de vuelo

les, para permitir que el combustible fluya independientemente de la altitud del avión, así como para permitir que el aire o el nitrógeno dentro o fuera del sistema equilibren las diferencias de presión entre el nivel de mar y las grandes altitudes. Incluso a altitud extrema, no debe permitirse que el combustible hierva y produzca burbujas en el sistema, a pesar del hecho de que el combustible puede servir como un "vertedero de calor" hacia el cual pueda ser rechazado casi todo el calor residual del avión.

El sistema en conjunto está diseñado para que, a medida que se consume el combustible, el CG (centro de gravedad) del avión se desplace en la menor medida posible; por el contrario, en algunos aviones (particularmente el Concorde) el combustible se bombea de una parte del avión a otra de forma deliberada, para modificar la posición del CG y contrarrestar los cambios de equilibrio entre vuelos subsónicos y supersónicos. Características especiales de los aviones supersónicos son los sistemas de combustible que alimentan los posquemadores y el combustible especial, para detener la acumulación de residuos alquitranados o "co-

El reaprovisionamiento de combustible en vuelo mediante el método de sonda/ancla de manga cónica, es sencillo y permite que un avión cisterna (como el Victor K.2) suministre combustible a tres aviones (como el Jaguar) simultáneamente. El avión receptor empuja su sonda dentro del anclaje de manga cónica, situada en un extremo de la manguera remolcada por una bobina, accionada a motor, del avión cisterna (detalle abajo izquierda). La transferencia de combustible es automática.



a través de una conexión que, vía una sonda fija, separable o retráctil, encaja en el ancla de manga cónica del avión cisterna, o en un receptáculo en el que el avión cisterna encaja una viga telescópica rígida.

En los aviones polimotores, suministradores especiales distribuyen con exactitud el combustible, bajo el impulso de bombas sobrealimentadoras situadas en el fondo de los depósitos y bombas de alta presión, colocadas en los motores, accionadas eléctricamente (a veces por turbinas de aire).

Se tiene extremo cuidado en eliminar el agua del combustible y en evitar que la que pudiera llegar a los depósitos penetre en el sistema, ya que, a grandes altitudes, se congelaría y produciría bloqueos. Los filtros del avión se calientan para fundir los cristales de hielo que pudieran entrar. El flujo a través de todo el sistema se controla mediante válvulas especia-

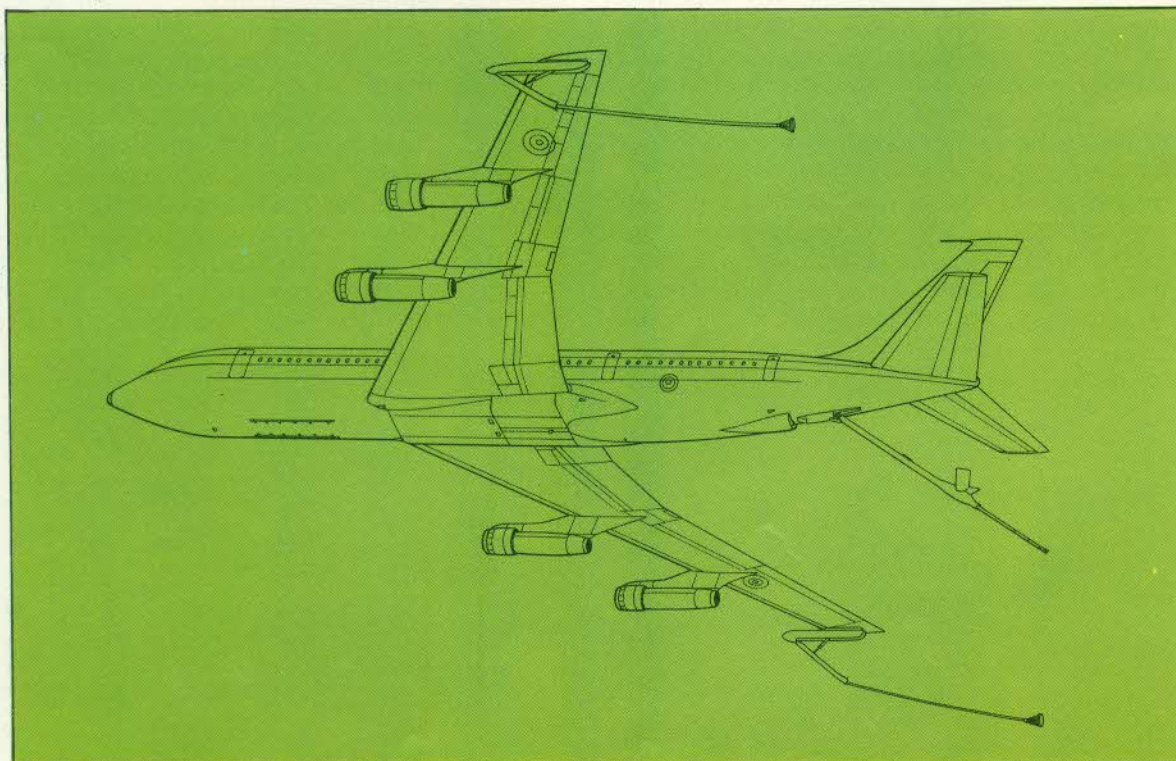
cidos", producidos por la prolongada "saturación" a alta temperatura debido al calentamiento cinético. Muchos aviones llevan depósitos exteriores lanzables, que requieren conexiones para sellado automático, válvulas de carga y aprovisionamiento a través de las mismas conexiones, soportes de incidencia variable para alas de geometría variable y, a menudo, cohetes para arrojar el depósito vacío lo más lejos posible del avión, en prevención de accidentes.

Sistemas eléctricos

Actualmente casi todos los aeroplanos llevan un sistema eléctrico, aunque por su complejidad pueda equipararse con el de un coche. Pero los aviones grandes y de diseño avanzado con frecuencia poseen sistemas eléctricos capaces de generar corriente a un promedio equi-

Página anterior:

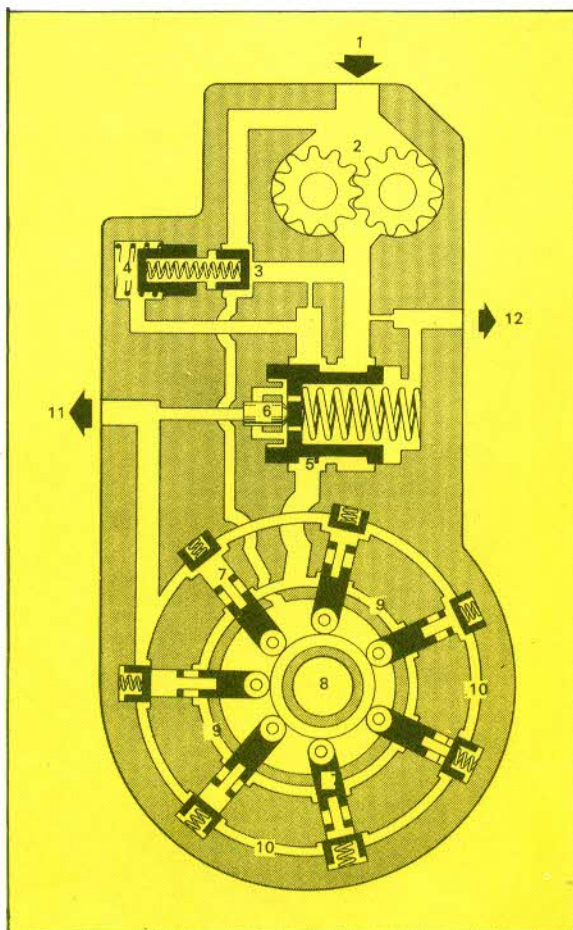
El reaprovisionamiento en vuelo se ha convertido en práctica usual en las modernas concepciones del combate aéreo. En la foto, un Handely Page Victor abastece a un Buccaneer, y en la fotografía del recuadro, el "cliente" es un Phantom.



Arriba:
Reaprovisionamiento de combustible en vuelo mediante el método Boeing Flying Boom, de un puesto de mando aerotransportado Boeing E-4B (basado en el Boeing 747). Este avión y el Lockheed C-5A Galaxy con los aviones más grandes que pueden reaprovisionarse de combustible en el aire.

Boceto de un Boeing 707-3J9C, perteneciente a la Imperial Iranian Air Force (IIAF). Contrariamente a las versiones norteamericanas de aviones cisterna, éste posee en los extremos de las alas dos unidades de manguera/ancla de manga cónica, así como una viga volante bajo el fuselaje trasero. Ambos elementos son necesarios para mantener la compatibilidad de la variada gama de aviones de combate de las IIAF, que poseen diversos métodos de reaprovisionamiento.

- Típica bomba hidráulica de émbolos múltiples:*
1. entrada desde el depósito.
 2. bomba primera etapa
 3. y 4. válvula de seguridad y compensador de primera etapa.
 5. válvula de drenaje de carga.
 6. actuador de drenaje de carga.
 7. pistones de alta presión.
 8. transmisión de leva.
 9. corona circular de alimentación primera etapa.
 10. corona circular de entrega alta presión.
 11. escape de alta presión.
 12. regreso a depósito.



valente a muchos cientos de caballos de potencia, y los componentes separados del sistema pueden sobrepasar la cifra de 15.000. En general, existen a bordo tres tipos de corriente. La CA (corriente alterna) es como la electricidad doméstica y casi invariablemente es trifásica a 115/200 voltios, generada por los alternadores (generadores de CA) de cada motor. En casos de emergencia, otro alternador puede ser accionado mediante una RAT (Ram-Air Turbine, turbina de presión dinámica) un generador eólico que, en caso de necesidad, puede ser accionado por el flujo de aire; una MEPU (Monofuel Emergency Power Unit, unidad de potencia auxiliar por combustible) un dispositivo de reserva que quema combustible especial; o una APU (Auxiliary Power Unit, unidad de potencia auxiliar) un conjunto versátil, utilizado tanto en casos de emergencia como cuando no funcionan los motores prin-

cipales, por ejemplo cuando el avión se encuentra en tierra. La CA se utiliza con muchos fines; pero los mayores consumos son, con mucho, los representados por la calefacción, para el anticongelamiento de la estructura del avión y de los sistemas, para calentar los hornos de la cocina y similares.

La aviónica requiere una frecuencia controlada con precisión, y esta CA exactamente controlada debe ser generada por alternadores que se mantengan funcionando a una velocidad constante y precisa. Esto implica la utilización ya sea de un CSD (Constant-Speed Drive, mecanismo de velocidad constante) para hacer girar el (los) alternador(es), o de un dispositivo autónomo denominado IDG (Integrated-Drive Generator, generador de mecanismo autónomo). El tercer tipo de electricidad es la CD (corriente directa), utilizada para muchos fines y también acumulada en pilas, que en la mayoría de los aviones de nueva generación son del tipo de níquel-cadmio.

En muchos aviones, todas (o casi todas) las demandas de energía mecánica se suministran hidráulicamente. Ejemplos típicos los constituyen la retracción y bloqueo del tren de aterrizaje, la orientación de la rueda de proa, los flaps, los dispositivos del borde de ataque, los planos de cola, los mandos de vuelo motorizados, las alas de geometría variable, las puertas de carga, las escaleras retráctiles y, en casi todos los aviones grandes o rápidos, los frenos de las ruedas. Los primeros sistemas empleaban aceites minerales a presiones de hasta 35,15 kg/cm², pero actualmente la mayoría utiliza fluidos menos inflamables, fabricados especialmente con ese fin, a presiones de 211 o 281 kg/cm².

El aire comprimido se utiliza principalmente en dos formas. En una de ellas, existe una alta presión, del orden de cientos o miles de kilos por centímetro cuadrado, y un flujo escaso. En la otra, la presión es del orden de varias docenas de kilos por centímetro cuadrado y el flujo puede ser inmenso. El primero de los tipos de sistemas neumáticos es el utilizado como servicio de energía principal en los aviones ligeros, o (a baja presión) para accionar determinados instrumentos, presurizar depósitos, o allí donde el medio es demasiado caliente como para el empleo de sistemas hidráulicos (por ejemplo, para accionar las toberas de los posquemadores del motor), o como sistema

Una forma única de depósito lanzable fue el TCP (Two-Component Pod, contenedor de dos componentes), que transportó el bombardero B-58 Hustler de 2.250 km/h, hasta que fuera retirado, en el año 1969. La grúa está bajando la sección del arma nuclear en la sección de transporte de combustible.



independiente local y, especialmente, o para su utilización única en caso de emergencia. Con frecuencia los sistemas de uso único emplean gas proveniente de generadores de combustible sólido, como cohetes completamente cerrados.

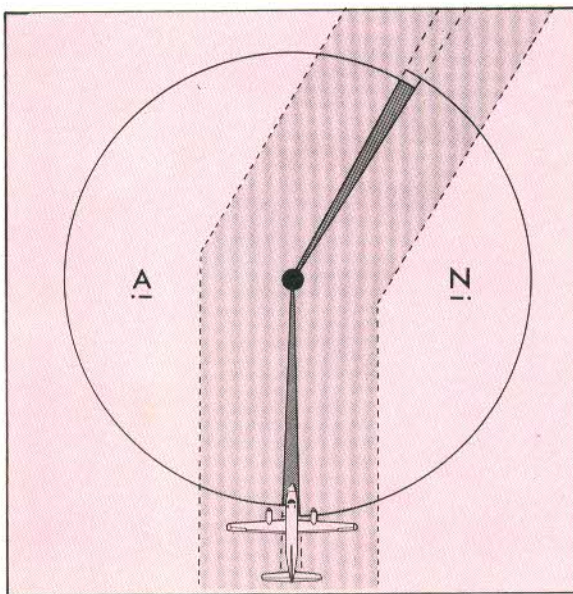
En los aviones de grandes dimensiones, el mayor de los sistemas de a bordo es el que proporciona la presurización y el aire acondicionado de la cabina; éste utiliza compresores accionados a motor, o bien, en el caso de los aviones a reacción, aire "extraído" o "derivado" de los compresores del motor. Pueden emplearse flujos muy grandes, y el aire pasa a través de sistemas de largas tuberías donde es enfriado, secado o humedecido, para llegar finalmente a las zonas deshabitadas o cabinas de carga a una presión y temperatura cuidadosamente controladas.

Ayudas a la navegación

La primera ayuda a la navegación fue la antena de cuadro D/F (Direction-Finding, indicador de dirección), una bobina conductora que podía hacerse rotar hasta que la señal recibida desde una radiostación terrestre quedara reducida a cero en la denominada posición nula; la antena de cuadro estaba entonces a 90° en la dirección de la estación terrestre. Los navegantes podían obtener indicaciones D/F de dos estaciones terrestres en rápida sucesión; por tanto, dibujando ambas líneas sobre un mapa obtenían un "punto de posición" (posición conocida del avión). Actualmente, el sucesor de la antena de cuadro D/F es el ADF (Automatic Direction Finder, indicador automático de dirección), con el cual se obtiene la marcación inmediata hasta cualquier estación de tierra seleccionada, que aparece indicada en un instrumento.

Radio Guías

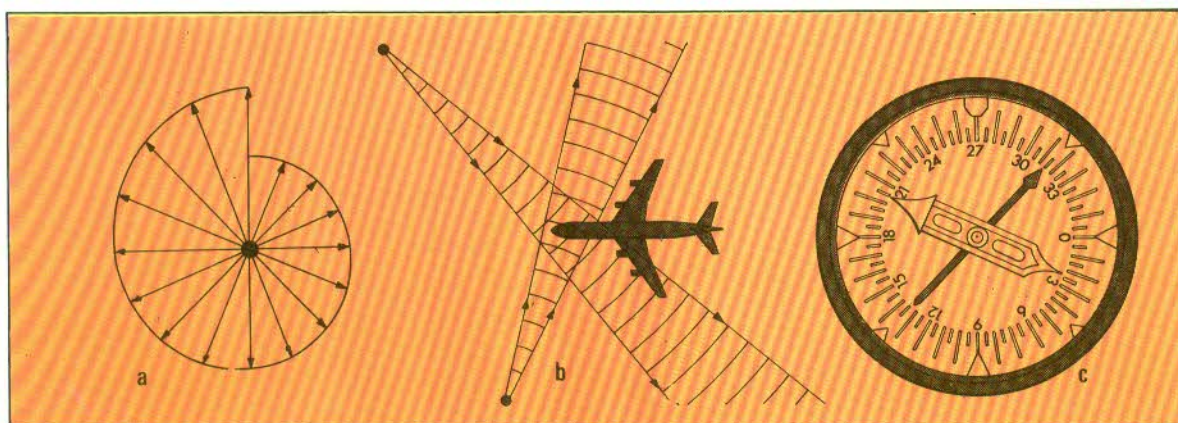
A finales de la década de 1920, los Estados Unidos comenzaron a desarrollar un sistema de "radio guías" de cobertura nacional, que aún hoy continúa utilizándose y abarca ya todo el globo. Al principio cada vía aérea era un haz radioeléctrico simple emitido desde una estación de tierra y orientado hacia la siguiente. En la estación de tierra había cuatro antenas,



El antiguo radiofaro direccional, visto desde arriba, guiaba al avión a lo largo de rutas fijas, mediante Morse, A y N, formando una anotación constante central.

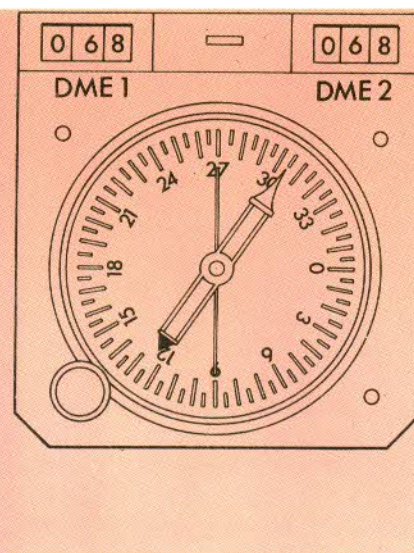
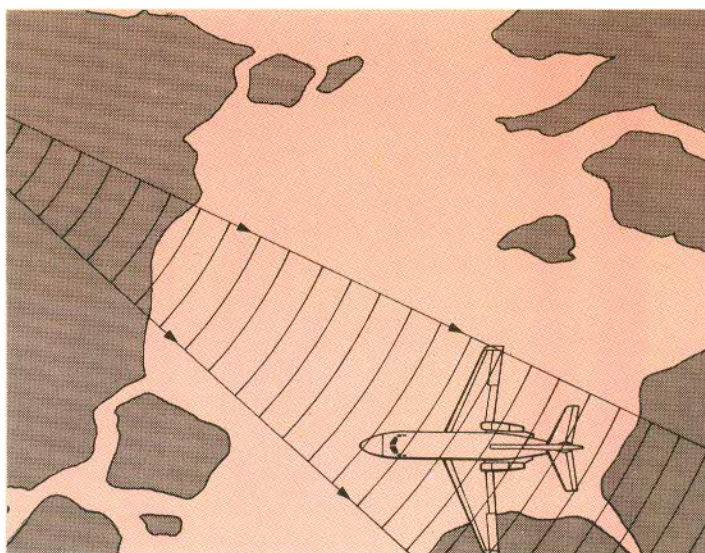
dos de las cuales transmitían continuamente la letra A (.-) del código Morse, mientras que las otras dos transmitían la letra N (-.). Regulando con gran precisión los puntos y las rayas, las dos señales se fundían a lo largo de la línea central de la radioguía en una nota continua. Apenas el avión se desviaba de la línea central, se escuchaba una A o una N, mientras que al pasar directamente por encima de la estación, la señal desaparecía por completo durante un corto período de tiempo.

Este sistema se denominó Radiofaro Direccional, y hasta después de 1945 fue la base sobre la cual se establecieron las radioguías en todo el mundo. Su único inconveniente era, obviamente, que proporcionaba sólo dos, o cuatro, rutas de vuelo; el sistema no era de gran ayuda para los pilotos que deseaban volar por una ruta diferente. De modo que el paso siguiente en el esquema norteamericano fue la construcción de un tipo diferente de faro, denominado VOR (Very-high-frequency Omnidirectional Radio-range, radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia). Este combina dos juegos de señales de radio sincronizadas con gran precisión, de modo tal que en un indicador del avión aparece de inmediato la señalización desde cada una de las estaciones VOR. Pero este sistema también presenta serias limitaciones: el VOR no contribuye a la utilización de todo el espacio aéreo y continúa

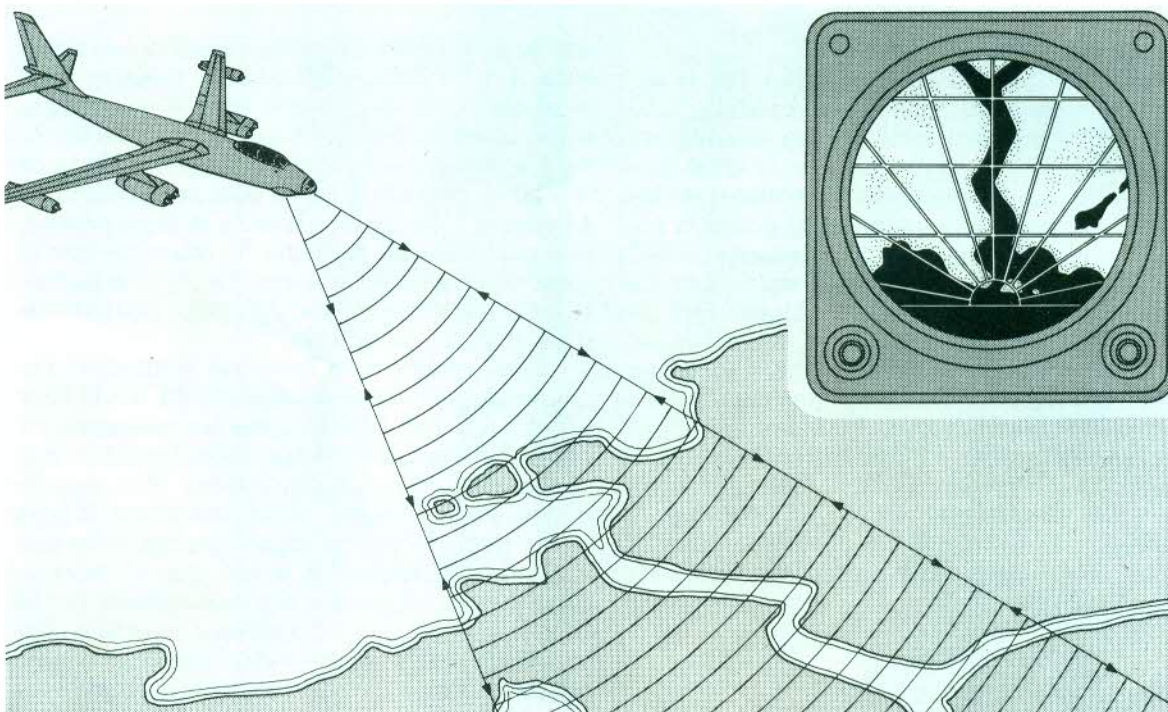


Diagramas que explican algunas características del VOR:
a) esquema de transmisión de un faro VOR típico, que muestra la variación de la señal en diferentes direcciones.
b) un avión volando a 270° fija su posición mediante el VOR 1 a 204° y mediante el VOR 2 a 314° .
c) un típico presentador de compás VOR, con agujas accionadas por la transmisión desde estaciones de tierra VOR previamente seleccionadas.

El DME (Distance-Measuring Equipment, equipo de medición de distancia) interroga a una estación de tierra para proporcionar una lectura de distancia, en este caso 68 millas marinas.



Utilizado originalmente por la RAF a fines de 1942, el H2S fue el primer radar aerotransportado utilizado para la confección de mapas terrestres. Generalmente los radares modernos pueden emplearse para el mismo fin.



restringiendo el avión a vías aéreas congestionadas (que pueden no ser las rutas que cada avión desea seguir); y para proporcionar información sobre el radio de acción se utiliza un dispositivo separado, denominado DME (Distance-Measuring Equipment, equipo de medición de distancia).

Gee, Loran y Decca

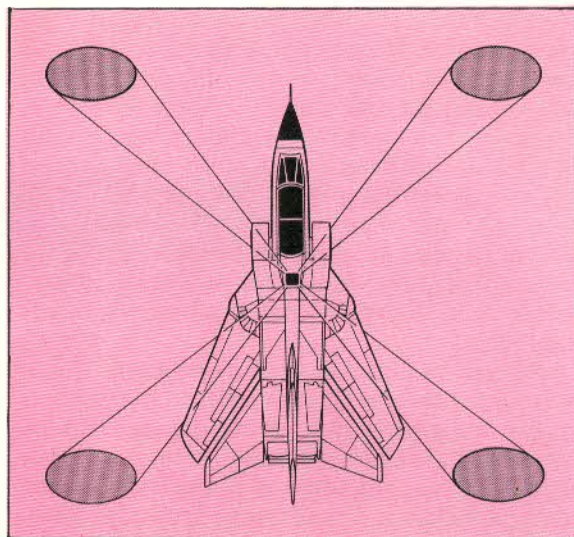
En 1940 los ingenieros de radio ingleses produjeron con gran urgencia un instrumento auxiliar de navegación completamente nuevo, para ayudar a los bombarderos de la RAF a encontrar sus objetivos. Denominado "Gee", era de una extraña precisión; además, era capaz de cubrir todo el cielo con señales guía, de manera que los aviones no se vieran obligados a seguir ninguna ruta preestablecida. Trabajaba con una estación de tierra central y dos estaciones subordinadas. En el sistema Gee original, las tres estaciones estaban situadas en

distintos puntos de Gran Bretaña, pero sus señales podían ser utilizadas por los bombarderos desde mucho más allá de Alemania. La estación central emitía alternadamente impulsos simples y dobles controlados con precisión mediante un reloj electrónico. Estos impulsos eran recibidos por el avión y por las estaciones subordinadas, una de las cuales volvía a emitir automáticamente las señales después de cada impulso simple, mientras que la otra re-emitía después de cada impulso doble. En el avión, un tubo de rayos catódicos mostraba agujas de luz que, presentando una imagen de las diferencias de tiempo entre los tres juegos de señales, le indicaba al navegante su posición.

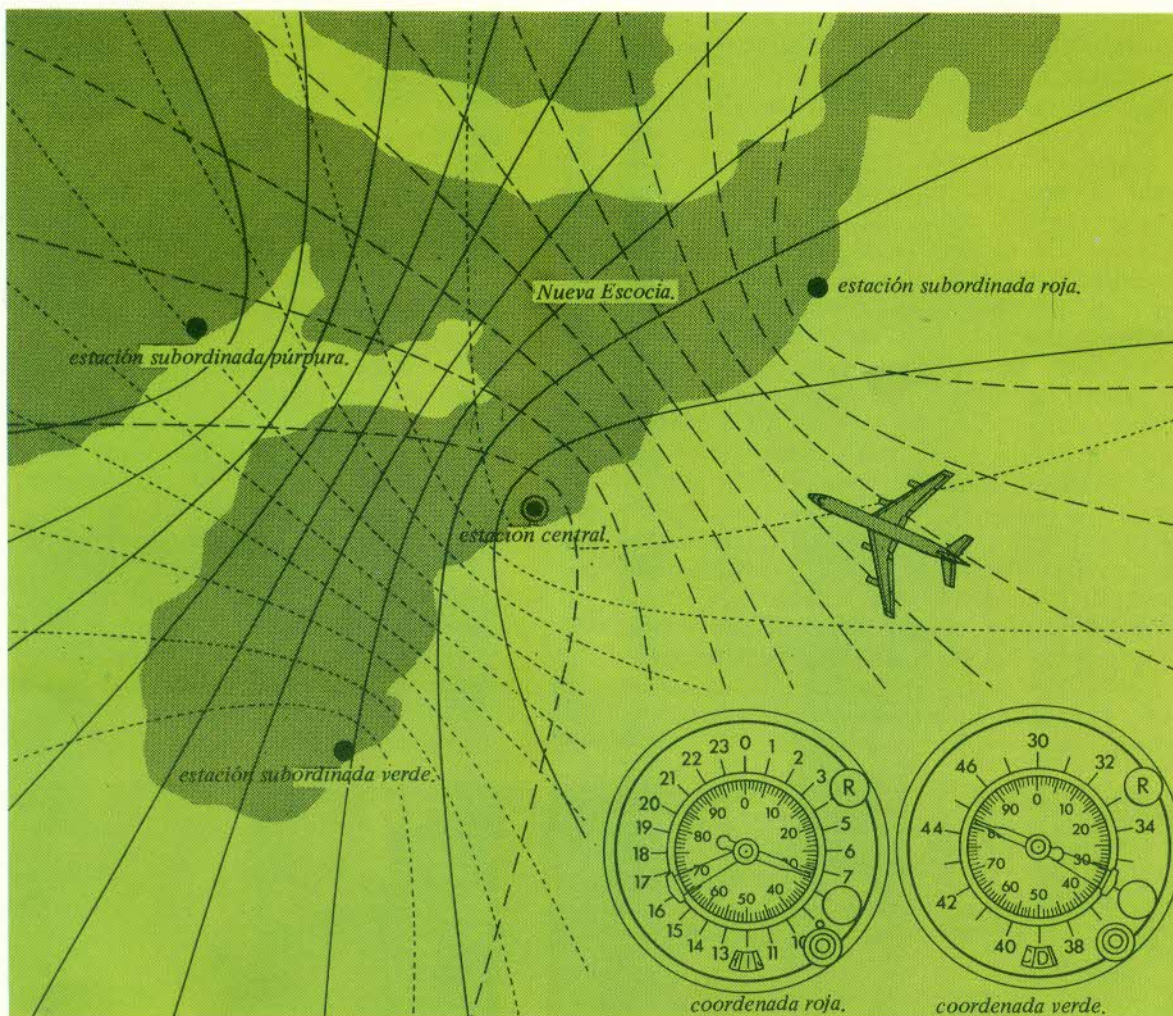
El Gee fue el primer sistema R-nav (de navegación aérea) y el primer sistema hiperbólico, así denominado debido a que las líneas de igual intervalo provenientes de las estaciones de tierra, aparecían en el mapa como una hipérbola. Otro sistema fue el Loran (long-range navigation, navegación de largo alcance), desarrolla-

do poco tiempo después que el Gee para la utilización de longitudes de onda más largas, con las cuales la guía que se proporciona alcanza mayores distancias. El sistema Loran reviste una gran importancia, incluso en la actualidad, para los aviones tanto civiles como militares en vuelo sobre los océanos y lugares más remotos del globo.

En los años que siguieron a 1945, la compañía inglesa Decca comprendió que en el futuro sería necesario un sistema de navegación refinado que pudiese utilizarse sobre todo el espacio aéreo, hasta el mismo nivel del mar, y de la mayor exactitud posible, para asistir en el mismo control de tráfico denso hasta el ILS (Instrument Landing System, sistema de aterrizaje instrumental), durante el aproximamiento a la pista. Para satisfacer estas exigencias se desarrolló el sistema de navegación Decca.



El Panavia Tornado visto desde arriba, mostrando los cuatro haces emitidos desde su radar de navegación Doppler. Midiendo los cambios de frecuencia producidos por las reflexiones desde la Tierra de los cuatro haces, proporciona una medición exacta de la velocidad del avión a lo largo de las respectivas direcciones de los cuatro haces, a partir de la cual una computadora incorporada puede elaborar continuamente la verdadera velocidad de tierra y el rumbo (y, de ser necesario, el curso del viento a la altura en la que está volando el avión).



Un mapa de la cadena de estaciones de Nueva Escocia, Canadá, ilustra el principio del original sistema de navegación Decca. Señales de radio continuas, emitidas sincronizadamente desde la estación central y las estaciones subordinadas, son recogidas y analizadas por el avión, que compara los intervalos desde las diversas estaciones. Equiparando los tiempos desde dos de las estaciones, se fija al avión en una línea de posición hiperbólica, algunas de las cuales están trazadas. Según el sistema de 1945, el navegante debía leer las líneas de posición a partir de instrumentos de cuadrante denominados Decímetros, dos de los cuales se ilustran al pie. El sistema se automatizó prácticamente de inmediato; uno de los métodos consistió en hacer que las señales accionaran una pluma a través de un mapa móvil enrollado detrás de una pantalla, para proporcionar una lectura continua de la posición del avión.

Actualmente el Decca se combina con otros sistemas, obteniéndose una navegación infalible sobre la ruta deseada y a la altura deseada.

Consistía en un sistema hiperbólico similar al Gee, aunque diferenciándose de éste en cuanto que utilizaba ondas de radio continuas, en lugar de impulsos, emitidas por una estación central y tres estaciones subordinadas. En un comienzo, los navegantes debían trazar su posición en mapas hiperbólicos especiales, valiéndose de tres juegos de instrumentos de cuadrante denominados Decímetros. Sin embargo, hacia 1951, el rumbo del avión podía trazarse automáticamente sobre un mapa móvil llamado Diario de Vuelo, que por primera vez proporcionaba una imagen exacta del avión en

cualquier momento. Posteriormente, el sistema Decca creció, dando origen a una variada familia de instrumentos de ayuda a la navegación, todos ellos intrínsecamente más exactos que el VOR/DME, así como mucho más flexibles y útiles.

Lamentablemente, el sistema Decca no era de origen norteamericano, y en la crucial reunión mantenida en 1958 por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), para tomar una decisión respecto a la normalización a nivel mundial de los instrumentos auxiliares de navegación, las decisiones no se tomaron

sobre la base de las cualidades sino de las presiones políticas. Como consecuencia de ello, se produjo el predecible triunfo del VOR/DME. El resultado de este triunfo es que en todo el mundo se han instalado varios miles de estas antiguas y limitadas estaciones que incluso hoy son las ayudas a la navegación preceptivas universalmente. Pero el sentido común, conjuntamente con la creciente dificultad operativa en el saturado espacio aéreo, han forzado incluso a los Estados Unidos a reconsiderar la situación.

No era indicio de gran perspicacia tomar un océano de aire y convertirlo en estrechos canales congestionados, por lo que actualmente se están utilizando diversos sistemas de navegación aérea, similares al promovido inicialmente por Decca. Las técnicas utilizadas en algunos de ellos permiten superar parcialmente las graves deficiencias del sistema vigente en la actualidad, pero la mayoría de ellos son completamente nuevos.

Dos de las ayudas a la navegación de todos los grandes aviones de transporte no requieren de ninguna estación de tierra, sino que son sistemas autónomos transportados en el avión. El radar Doppler utiliza el impulso Doppler en la frecuencia de una señal provocada por el movimiento de su fuente respecto a un observador; el caso clásico para contribuir a la comprensión de Doppler es el modo en que el tono de un ruido de movimiento rápido, como el del silbato de un tren o el de un avión en vuelo a poca altura, suena más agudo a medida que se aproxima y más grave a medida que se aleja. El avión transmite ondas de radio en un abanico de cuatro haces estrechos, que golpean contra el suelo para volver a reflejarse nuevamente en el avión. Mediante la comparación exacta de los intervalos en la frecuencia de las señales reflejadas, el navegante puede determinar al rumbo y la velocidad sobre el suelo. Por lo tanto, la posición del avión se actualiza de forma continua, independiente del estado del viento.

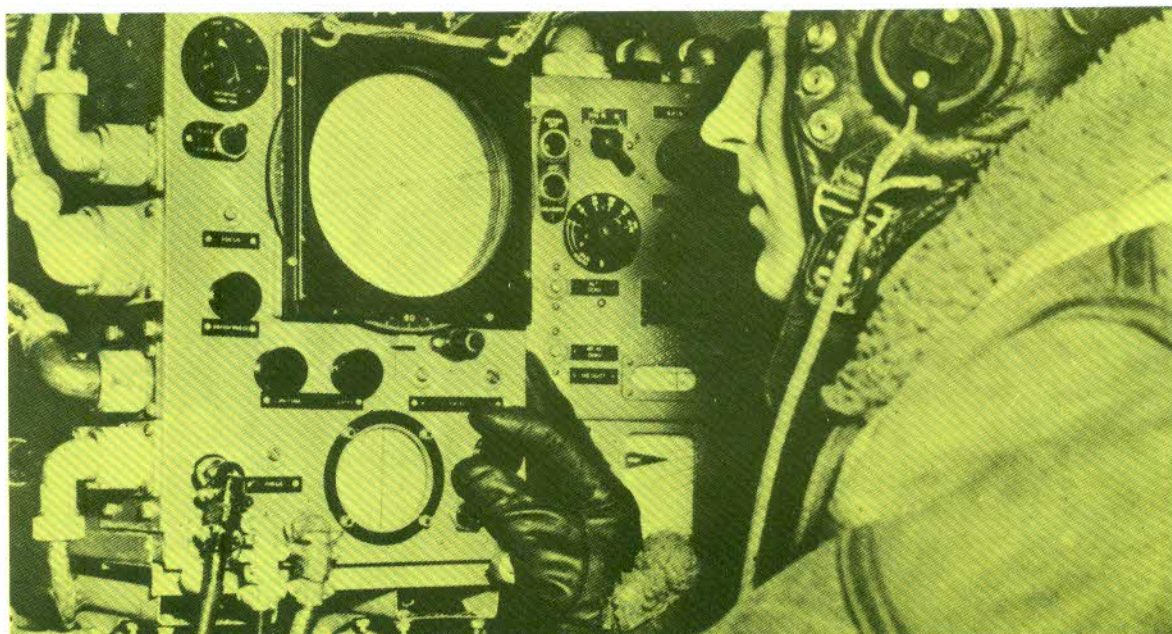
Actualmente el Decca se combina con otros sistemas, obteniéndose una navegación infalible sobre la ruta deseada y a la altura deseada.

Sistemas de navegación inerciales

La más valiosa de todas las ayudas a la navegación es el INS (Inertial Navigation System, sistema de navegación inercial), que no pudo desarrollarse hasta que el nivel de tecnología permitió construir giroscopios y acelerómetros de una precisión tan exacta que casi resulta increíble, mucho más que las piezas del reloj de pulsera más caro. Un INS moderno es demasiado complicado como para intentar describirlo; sin embargo, se basa sobre un principio que no podría ser más sencillo. Imaginemos que dentro del avión hubiera una pesa colgada de una delgada hebra. Estando el avión aparcado en la explanada, la pesa colgaría recta en relación al suelo; pero cuando el piloto soltara los frenos la pesa se movería hacia la cola. Si el avión se desplazara por el aeropuerto describiendo curvas, la pesa se inclinaría hacia un lado. Un sistema de esta naturaleza resultaría muy tosco y sencillo, pero si pudiésemos medir continuamente la posición de la pesa y relacionarla con la secuencia de tiempo transcurrido, podríamos saber a qué velocidad se mueve el avión y qué dirección.

El INS utiliza tres juegos de acelerómetros que, en realidad, son una contrapartida mucho más exacta de nuestro péndulo simple. Los acelerómetros miden y registran de forma continua la aceleración del avión en las direcciones popa/proa, izquierda/derecha y arriba/abajo. Para mantener la plataforma del acelerómetro a nivel exacto respecto a la superficie de la Tierra por debajo, se utilizan giroscopios de gran precisión, ya que incluso una inclinación prácticamente imperceptible podría ser interpretada por los acelerómetros como una pequeña aceleración falsa. Una plataforma de INS moderna se mantiene nivelada con la mis-

El predecesor del Decca fue el sistema Gee, la primera ayuda a la navegación radiofónica del mundo, aparte del muy limitado radiofaro direccional. Este último obligaba al avión a volar por rutas preestablecidas, mientras que el Gee les permitía volar por donde desearan, y esto tuvo una vital importancia, puesto que los primeros en utilizarlo fueron los bombarderos de la RAF sobre Alemania, en 1942. El sistema Gee emitía impulsos de radio desde una estación de tierra central y dos estaciones subordinadas, y fue el antecesor directo del Decca. Posteriormente los Estados Unidos desarrollaron, a partir del Gee, un sistema de largo alcance denominado Loran, que continúa utilizándose tanto en aviones civiles como militares, si bien durante los treinta últimos años el sistema Loran se ha ido perfeccionando considerablemente.



ma precisión que sería necesaria para señalar con un haz luminoso una pequeña moneda desde 0,5 km. de distancia, mientras que los acelerómetros podrían medir la aceleración de un coche que invirtiera tres horas en pasar de la inmovilidad a una velocidad de 40 km/h.

El Doppler y el INS ha permitido que el avión de más avanzado diseño puede navegar con gran precisión por cualquier lugar del mundo sin ayuda exterior. Pero existe, asimismo, muchos otros instrumentos auxiliares de navegación para satisfacer las necesidades de cualquier clase de cliente. Algunos de ellos son sencillos, pensados para el piloto particular. Algunos se valen de satélites en órbita alrededor de la Tierra. La más moderna de las ayudas por radio es el Omega, un sistema hiperbólico que utiliza señales VLF (Very-Low-Frequency, de muy baja frecuencia), capaz de cubrir todo el globo con sólo ocho estaciones de tierra. Señales Omega procedentes de la otra cara del globo están actualmente guiando no sólo aviones sino también submarinos sumergidos,

en mayor o menor medida con alas rotatorias o batientes para llevar a cabo la sustentación del ingenio.

Inicialmente, los problemas prácticos emergentes de la complejidad mecánica requerida resultaban insuperables y es sólo durante los últimos cien años cuando se han producido todos los intentos significativos por apartarse del concepto del ala-móvil.

Más tarde, cuando se comprendió con mayor claridad que numerosas aves consideradas entre las más admirables de la especie voladora —tales como el águila o el albatros— rara vez movían sus alas para conservar el vuelo, comenzó a hacer grandes progresos la filosofía que defendía la validez y operatividad de las alas fijas. Sin embargo, todavía existían algunos defensores de las alas rotatorias que prosiguieron en su búsqueda del despegue y aterrizaje vertical. Para ellos, el aeroplano era un modo de volar altamente peligroso y, aun cuando eran frecuentemente ridiculizados, existía una considerable evidencia que sostenía sus argumentos.

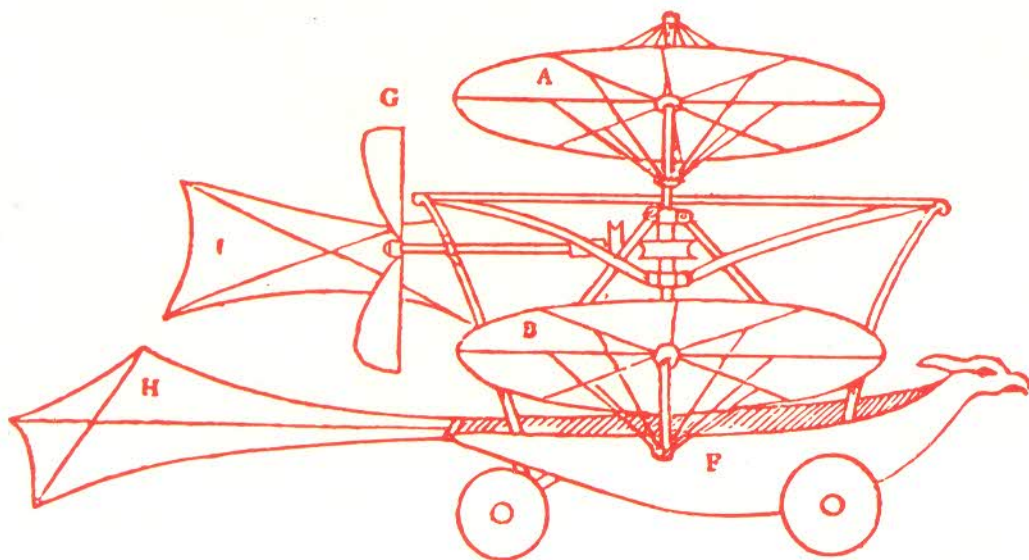
A principios de siglo la mayoría de las catástrofes aéreas tuvieron lugar durante las maniobras críticas de despegue y aterrizaje ya que estas maniobras se desarrollaban a una velocidad horizontal comparativamente superior.

El grupo constituido por los pioneros de los giraviones se redujo cuando muchos de ellos abandonaron las complejidades con que se enfrentaban volviéndose entonces hacia el más simple aeroplano de alas fijas. No obstante, durante los primeros años del siglo XX, un puñado de diseñadores alcanzó algunos éxitos limitados en este campo de la experimentación del vuelo con rotores. Entre los helicópteros que durante ese período consiguieron volar con brillante resultado, el Breguet-Richet nº 1 fue acreditado, exactamente el 20 de septiembre de 1907, como el primer aparato aéreo tripulado, si bien permanecía sujeto con cuerdas de seguridad controladas por un equipo en tierra.

Giraviones

El desarrollo de los giraviones, término éste que incluye tanto a los helicópteros como a los autogiros siempre ha permanecido dentro de un universo que le es propio.

Los primeros intentos realizados por el hombre en su afán de volar, además de aquellos vinculados al vuelo en globo, fueron dedicados al diseño de alas con el propósito de emular el aleteo de los pájaros durante el vuelo. Desde los legendarios experimentos de Icaro y los dibujos y planos elaborados por Leonardo Da Vinci, y teniendo en cuenta las sustanciosas contribuciones aportadas por Sir George Cayley en el siglo XIX, la mayoría de las máquinas voladoras propuestas contaban



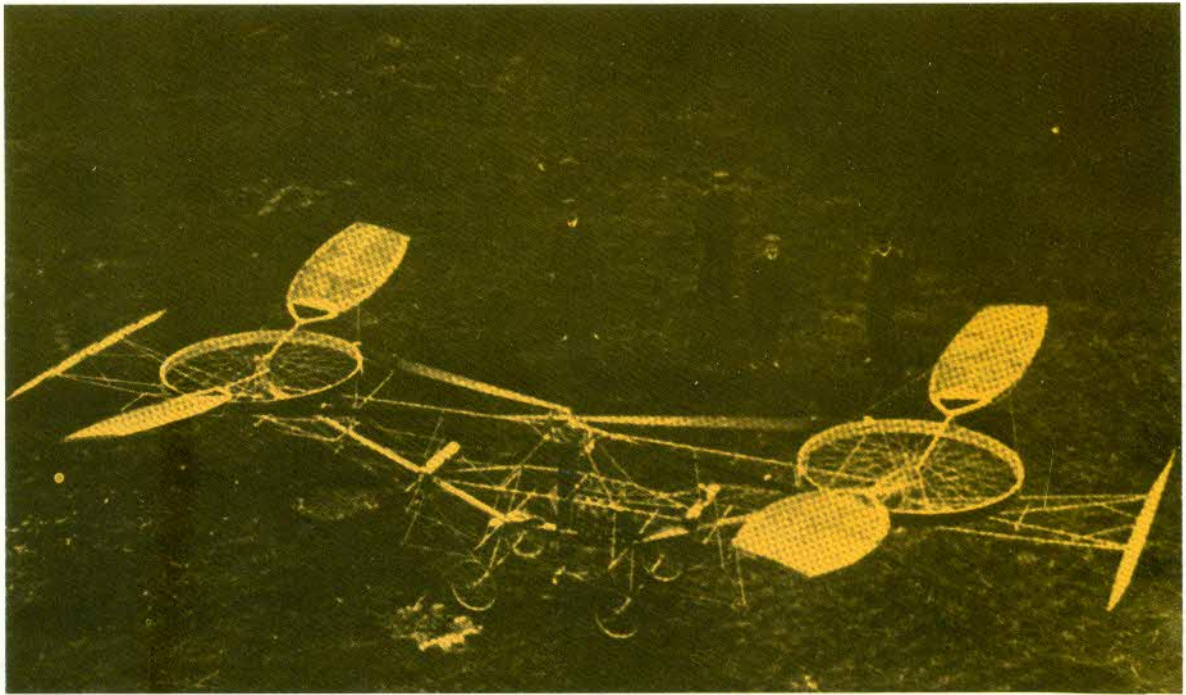
Este esquema del "Carruaje Aéreo" de Sir George Cayley, de 1843, revela que el autor reunía una notable percepción para los problemas que atañen al vuelo mediante alas rotativas para una época que se adelantaba en casi cien años al momento en que comenzaron a aparecer los primeros helicópteros.

Este aparato tenía un peso total de 578 kg. y se sustentaba merced a la acción de cuatro rotores biplanos de 8 m. de diámetro cada uno que eran impulsados por un motor Antoinette de 45 hp. Permaneció suspendido durante un minuto en el campo de pruebas de la factoría Breguet, en Douai, Francia, y a una altura de sólo 60 cm.

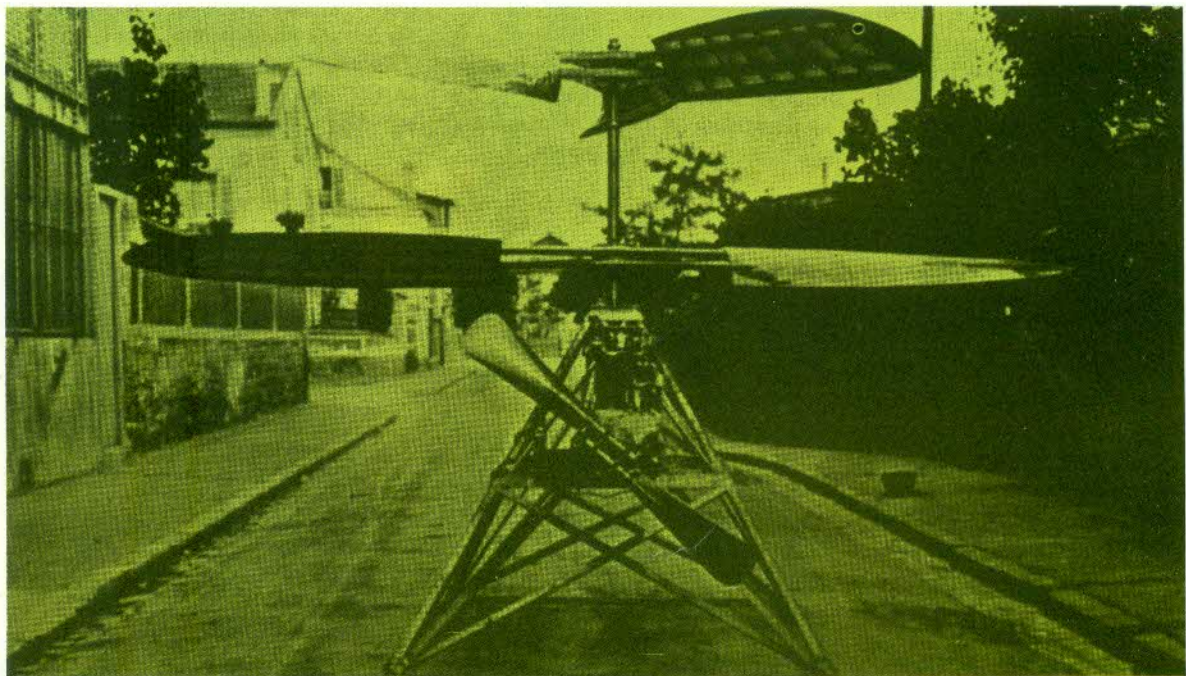
En el mismo año, el 13 de noviembre, también en Francia, pero esta vez en la localidad de Lisieux, el helicóptero Cornu de rotores en tándem se convirtió en la primera nave aérea de alas rotativas que consiguió ejecutar un vue-

lto aun cuando su permanencia en el aire fue menor, en aproximadamente 30 segundos, que la alcanzada por el Breguet. El aparato pesaba 260 kg. y estaba propulsado por un motor Antoinette de 24 hp que impulsaba los dos rotores de "ruedas con paleta" a través de un sistema de transmisión por correa. Observando desde una perspectiva externa daba la impresión de haber sido construido con trozos de varias bicicletas y su corto vuelo culminó, lamentablemente, con la destrucción de su frágil estructura tubular como consecuencia de un aterrizaje violento.

Este aparato Cornu, reconocido como el primer helicóptero del mundo que ha transportado a un tripulante en vuelo libre, se mantuvo en el aire durante menos de un minuto pilotado por su propio diseñador. El escasísimo tiempo de vuelo no fue suficiente para que el piloto se acostumbrara al manejo de los controles aun cuando estos eran los adecuados. En el aterrizaje, este frágil aparato resultó totalmente destruido.



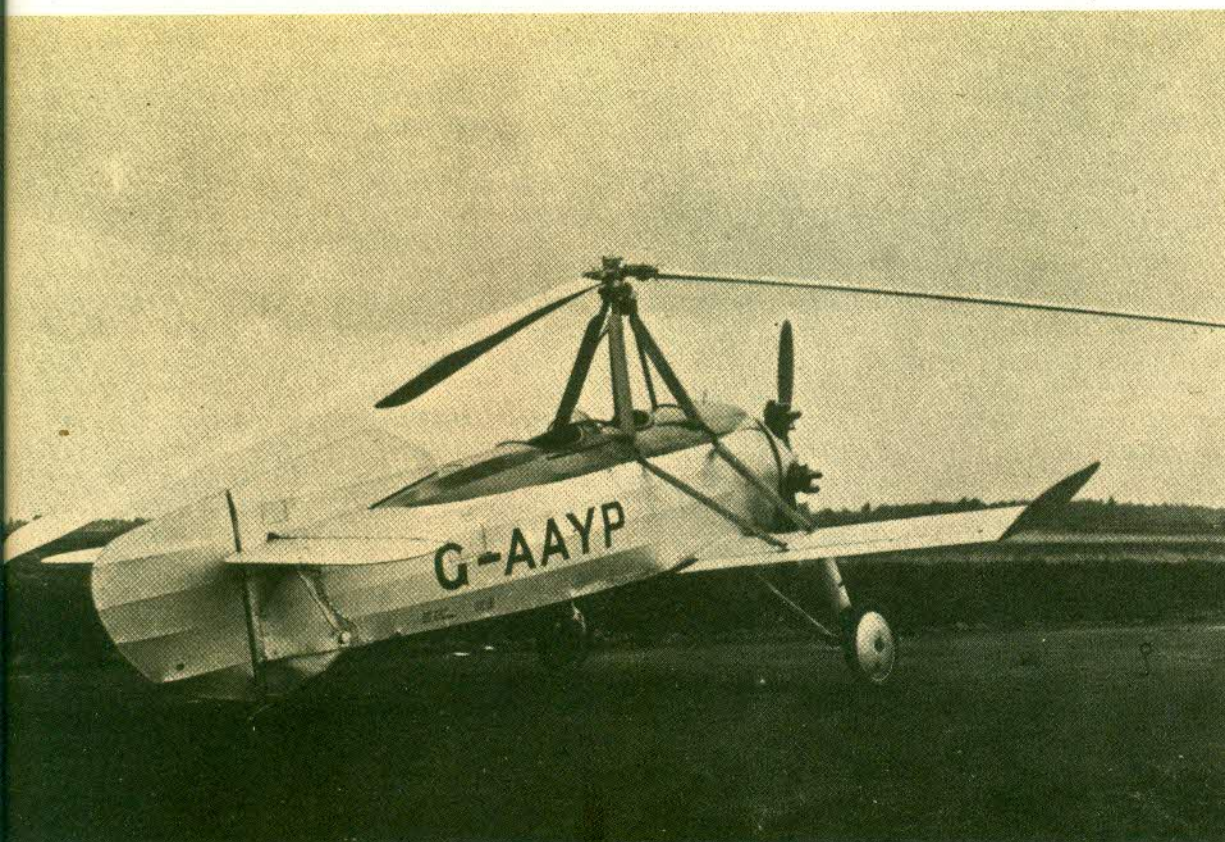
Un intento de Vuitton por construir un helicóptero de contrarrotación. Fue construido en el año 1910. Como tantas otras pruebas similares realizadas en esa época, no tuvo éxito.



lo libre sin ningún tipo de sujeción a tierra y cuyo propio diseñador asumió la responsabilidad de su pilotaje.

Este vuelo inicial conserva su sitio en la

La Primera Guerra Mundial determinó un receso en la marcha de estos experimentos pero en el período de posguerra se produjeron algunas otras pruebas que alcanzaron un éxito



El Cierva C-19 Mk IV, fue el primer autogiro del mundo que entró en producción. Durante la década de 1930 fue volado con mucho éxito por pilotos privados en escuelas aéreas y fue el primero en demostrar que el vuelo mediante alas rotativas podía ser una propuesta de resultados prácticos.

limitado.

En Francia, el helicóptero Oemichen de cuatro rotores, que fue equipado adicionalmente con cinco pequeñas hélices de paso variable para mejorar el control alcanzó en 1924, un récord mundial de distancia durante un vuelo de aproximadamente 500 metros de longitud. Otro aparato de cuatro rotores, el helicóptero de Bothezat, fue también sometido a pruebas de vuelo en los Estados Unidos por la fuerza aérea de ese país y consiguió una permanencia máxima en el aire de un minuto y cuarenta segundos; estos dos ingenios eran artefactos de una increíble complejidad mecánica. No menos complicado resultaba el helicóptero Pescara que se sustentaba por la acción de rotores gemelos biplanos contrarrotativos, coaxiales. Este aparato, construido en Francia por un diseñador español, probó ser superior al Oemichen al superar el récord de distancia, realizando un vuelo de 800 m.

Esto no impidió que los defensores del helicóptero fuesen sistemáticamente ridiculizados por los pioneros de los aeroplanos de alas fijas: el Atlántico ya había sido cruzado sin escalas en el vuelo que realizaron Alcock y Brown a bordo de un bombardero Vickers Vimy.

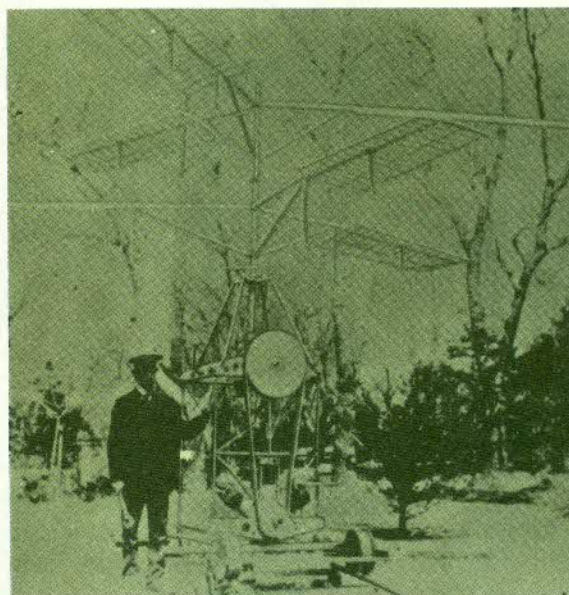
El autogiro de Juan de la Cierva

El avance sensacional en el diseño del sistema de alas rotativas sobrevino con la invención del autogiro por el español Juan de la Cierva y Codorniu.

Hacia 1925, Juan de la Cierva había probado sin el menor asomo de duda la validez de su concepción y por ello fue invitado a Ingla-



El Cierva C-40 fue el último autogiro diseñado para ser fabricado por la compañía. El detalle de su diseño fue realizado por el Dr. James Bennett, basado en el último trabajo de investigación desarrollado por la compañía de la Cierva, antes de su muerte prematura. El mecanismo del rotor incorporaba los medios necesarios para proporcionar un "salto" vertical en despegue.



Una foto histórica de Igor Sikorsky junto a uno de sus primeros intentos en el diseño de helicópteros y que fue tomada en el año 1910. No resulta demasiado sorprendente el hecho de que jamás haya volado.

terra con el propósito de que prosiguiera sus investigaciones bajo el patrocinio británico.

Durante los diez años siguientes, la compañía creada por de la Cierva fabricó una serie de prototipos de autogiro que establecieron firmemente las teorías de diseño sobre las que más tarde se basaron todas las fábricas de helicópteros.

De la Cierva murió trágicamente en Croydon en el año 1936, a la temprana edad de 41 años, sin poder presenciar los espectaculares resultados que luego obtuvieron los desarrollos de su invención. Como si se tratara de una ironía del destino, de la Cierva encontró la muerte cuando viajaba como pasajero en un aeroplano de alas fijas y era precisamente ese tipo de accidentes el que había tratado de eliminar mediante el trabajo al que había dedicado toda su vida.

El invento de la Cierva se basaba en una filosofía nueva respecto del diseño y que surgió del análisis matemático que el inventor realizó respecto de todos los problemas con que se encontraban los diseñadores de helicópteros de la época. Por entonces, todos ellos utilizaban sus diferentes formas del sistema de rotor con las palas emplazadas en un ángulo con un grado de inclinación altamente positivo, accionado mediante la aplicación de una fuerza a los ejes de transmisión sobre los que estaban montadas las palas. Se trataba de grandes hélices que giraban hacia arriba contra de

la resistencia del aire. Se presentaban entonces dos tipos de problemas. De una parte, la aplicación de la fuerza motriz para hacer girar el eje de transmisión del rotor generaba una reacción igual y contraria que, una vez en vuelo, haría girar el fuselaje de la nave en la dirección opuesta. Este fenómeno, que resulta muy familiar a todos los ingenieros, recibe el nombre de reacción par motor. A fin de evitar este fenómeno, en los primeros helicópteros se utilizaron los rotores en parejas, girando en sentidos contrarios a fin de contrarrestar el par motor.

Como consecuencia de la necesidad de emplear los rotores por parejas sobrevino el requerimiento de hallar sistemas de transmisión mecánica más complejos para el paso de la fuerza motriz y, por supuesto, la exigencia de fabricar las estructuras correspondientes que pudiesen sostener tales sistemas.

El descubrimiento de de la Cierva consistía en que nada de todo esto resultaba necesario. Sus cálculos sobre las fuerzas aerodinámicas actuantes en un sistema simple de rotor le aseguraban que, si las palas eran montadas en un ángulo cuyo grado de inclinación positivo fuese *bajo* y se pusiera en funcionamiento con un movimiento rotatorio, el sistema rotativo podía ser "remolcado" a través del aire de modo tal que las palas mantendrían una velocidad de rotación constante en un estado de equilibrio, sin ninguna aplicación de fuerza motriz.

Cierva C-30, alineados en el exterior de la escuela aérea de la fábrica, varios cientos de ellos fueron construidos en Inglaterra y Europa. Al igual que el C-40, no tenía alas, pero este modelo tampoco era capaz de ascender verticalmente: necesitaba una corta carrera de despegue.



Giraviones

Autorotación

Juan de la Cierva denominó a este fenómeno *autorotación* y lo aplicó en la práctica fabricando un rotor simple y montándolo en soporte sobre un fuselaje convencional de aeroplano. En vez de emplear un complejo sistema de transmisión, utilizó uno muy simple conectado a la cabeza del soporte permitiendo de este modo que el rotor girara libremente. Inicialmente se presentaron algunos problemas menores pero de la Cierva los superó rápidamente y el sistema funcionó correctamente.

En los aparatos primitivos, el despegue se lograba iniciando manualmente la rotación de las palas de la hélice y luego acelerando a lo largo del aeródromo propulsado por una hélice convencional. A medida que la velocidad horizontal aumentaba durante la carrera del despegue, también aumentaban las revoluciones por minuto del rotor hasta el momento en que se obtenía el estado de equilibrio. En este estadio, que sobrevivía normalmente tras una carrera de unos cuantos cientos de metros hasta alcanzar una velocidad de alrededor de los 48 km/hora, se había generado ya la suficiente sustentación por parte de las palas rotativas como para que la nave levantara el vuelo.

Resultaba una solución elegante al problema que presentaba el vuelo con alas giratorias o rotativas. Podía emplearse un sistema de rotor único y sencillo porque al girar libremente, no existía un par motor que contrarrestar.

Los vuelos de prueba y desarrollos que este primer autogiro hizo posible condujeron, a

su debido tiempo, a una amplia acumulación de datos técnicos sobre los que más tarde podrían perfeccionarse los nuevos diseños. Los refinamientos ulteriores del sistema incluyeron medios mecánicos para poner en marcha el rotor antes del despegue y para ejercer un control preciso de su trayectoria con el objeto de asegurar un aterrizaje sin riesgos.

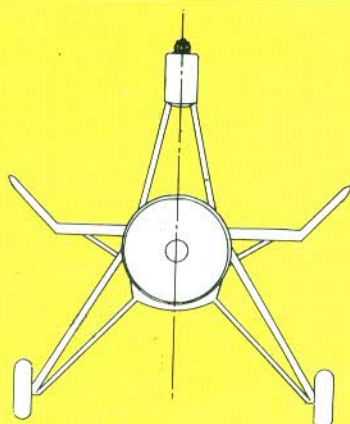
Antes incluso de la prematura muerte de de la Cierva, los últimos diseños, todavía en desarrollo, de los autogiros habían progresado aún más. Se desarrollaron métodos que permitían que el sistema de transmisión mecánica forzara en tierra la velocidad del rotor antes del despegue de modo que el súbito aumento del grado de sustentación de las palas, según decisión del propio piloto, determinaría que el aparato saltara verticalmente sin necesidad de una carrera horizontal.

El salto vertical resultaba suficiente para el tiempo que necesitaba la máquina para ganar una velocidad horizontal normal de vuelo bajo la influencia del empuje de la hélice.

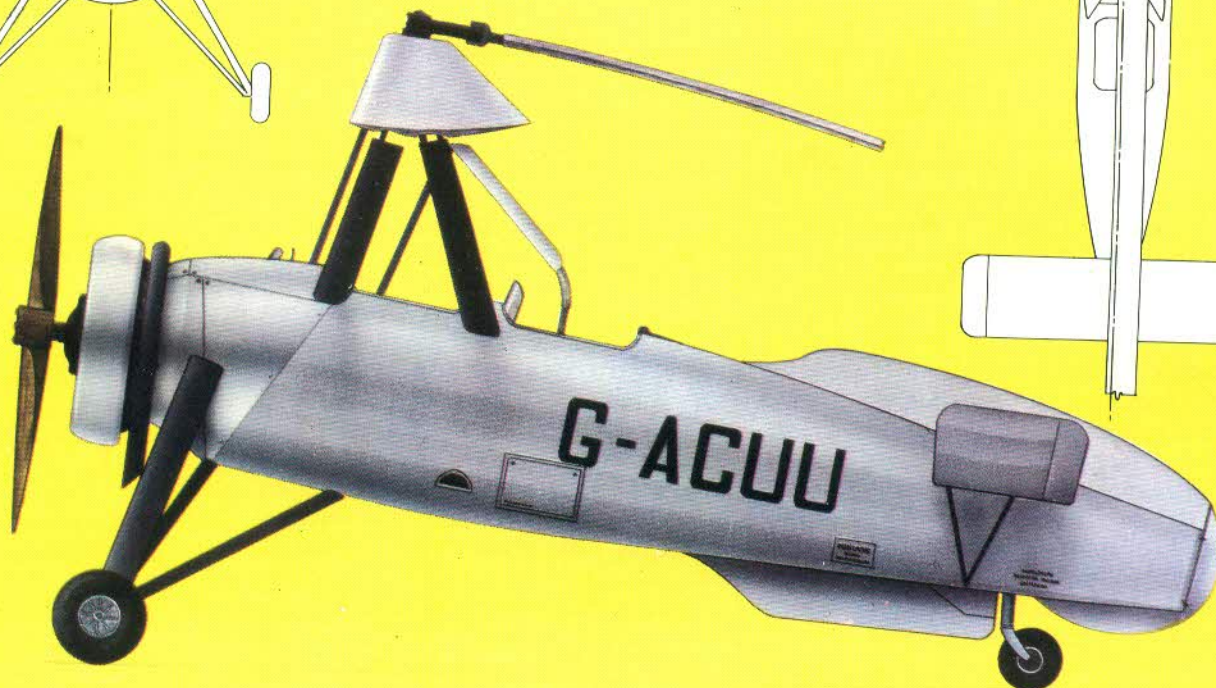
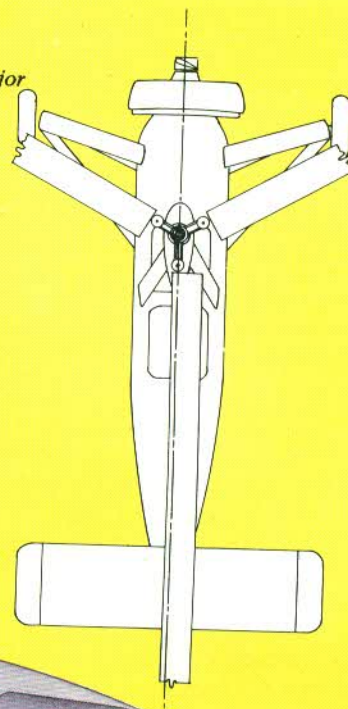
El autogiro nunca fue capaz de planear pero podía volar mucho más lentamente que el aeroplano de alas fijas, a menos de 40 km/hora y sin perder altura pudiendo aterrizar prácticamente sin velocidad horizontal. Si esta velocidad horizontal disminuía por debajo del valor mencionado durante el vuelo del aparato, éste hubiese comenzado a descender suavemente hasta tocar tierra. La velocidad del rotor permanecía constante durante el descenso, semejante al suave deslizamiento de una hoja



El primer helicóptero del mundo que consiguió un total y correcto vuelo estacionario fue el Focke Fa-61



Tipo: Cierva C-30
 Tripulación: dos
 Planta motriz: un motor radial Armstrong Siddeley Genet Major
 de siete cilindros, de 140 hp.
 Velocidad de crucero: 129 km/hora
 Techo: 2.438 m.
 Autonomía: 402 km.
 Peso cargado: 862 kg.
 Diámetro del rotor: 11,28 m.
 Longitud: 6,01 m.



Igor Sikorsky a los controles de su VS-300, el primer helicóptero monomotor de la historia. Esta fotografía fue tomada en el año 1939. Las cuerdas de sujeción servían para prevenir la posibilidad de que el aparato se diera la vuelta durante sus primeros vuelos estacionarios.



de sicómoro.

A partir del momento en que el sistema de control gobernó el ángulo de inclinación del rotor, y no el del fuselaje el piloto fue capaz de conservar un dominio total y preciso del aparato hasta el momento en que tocaba tierra.

Cierva C-30

El más efectivo de los muchos autogiros desa-

rollados durante la década de 1930 fue el Cierva C-30, del cual se produjeron varios cientos en Gran Bretaña y Europa bajo licencia de la Cierva Autogiro Company. Asimismo, en Estados Unidos se fabricaron algunas versiones modificadas de este tipo. El C-30 era un aparato biplaza con un peso total de 862 kg. y propulsado por un motor radial Armstrong Siddeley Genet Major de 140 hp. Un mecanismo de despegue en la parte posterior del ci-



El primer helicóptero de entrenamiento biplaza fue el Sikorsky R-4, del cual se fabricaron varios cientos de aparatos en el bienio 1943/44.

güeñal del motor era utilizado como un sistema de puesta en marcha mecánico del rotor tripala y de un diámetro de 11,28 m. Los dos asientos se alineaban en tándem en cabina abierta con el piloto en la posterior. La cabina anterior estaba situada inmediatamente por debajo del cabezal del rotor y con el soporte a horcajadas sobre la cabina. De este modo, el peso del pasajero coincidía exactamente con el centro de gravedad de tal forma que la estabilidad no se alterara cuando el aparato volaba con el piloto solamente.

El fuselaje consistía en una estructura tubular de acero recubierta en tela y era, en lo esencial, la misma que se empleó en el biplano Avro Cadet, un sucesor del famoso 504K. El C-30, en realidad, fue diseñado en base a este fuselaje cuando la Avro fabricaba en Gran Bre-

taña bajo licencia de la Cierva. Desde la perspectiva de la producción, resultaba ventajoso utilizar un fuselaje ya existente, aun cuando en realidad el éxito del C-30 se obtuvo gracias al sistema de rotor y no por la elección de aquel fuselaje.

El rotor completamente articulado se montaba sobre el pilón de modo tal que podía ser inclinado en cualquier dirección como respuesta a las decisiones del piloto transmitidas mediante la palanca de mando. Las palas del rotor se construyeron alrededor de un larguero de acero tubular y una cubierta de madera terciada. La cuerda de la pala era de 25 cm. y el ángulo de sustentación se fijó en 2° positivos. La velocidad normal de giro en autorotación era de 200 rpm.

Las modificaciones de diseño del fuselaje



El biturbina Sikorsky S-58T es una versión muy reciente del original S-58 que apareció originariamente en el año 1954. El número de S-58 construidos alcanza el millar.

estándar incluían un engranaje de largo recorrido bañado en aceite, a fin de ajustar las características específicas que conllevaba el aterrizaje del autogiro, y un mando de cola manejable operado a través de los pedales del piloto. El diseño del plano de cola era igualmente exclusivo. La inclinación de la superficie de sustentación era positiva en estribor y negativa en babor a fin de proporcionar un movimiento sobre el eje longitudinal (contrario al giro de las agujas del reloj observado desde atrás) y, por tanto, contrarrestando el par motor de la hélice durante el vuelo horizontal.

La velocidad máxima de este diseño superaba los 160 km/hora. No siempre resultaba practicable alcanzar esta velocidad, sobre todo cuando el aparato transportaba toda la carga prevista para su especificación, sin embargo gozaba de una velocidad de crucero sumamente favorable del orden de los 130 km/hora y llevaba combustible suficiente para dos horas de vuelo.

El Cierva C-30 se vendió ampliamente, sobre todo a compradores privados y aeroclubs.

Un gran número de ellos fue comprado por las agencias militares de varios países, fundamentalmente para ser utilizados en tareas de evaluación y reconocimiento aéreo.

Otro papel militar desempeñado por el Cierva C-30, para el que su capacidad de vuelo lento lo hacía particularmente apropiado y que resultó de enorme utilidad durante la Segunda Guerra Mundial, fue el de calibrar la acción de las estaciones de radar de tierra.

Si la guerra no se hubiese iniciado cuando lo hizo, resulta obvio que los progresos en este campo hubiesen sido muy superiores. Durante los años inmediatamente anteriores al estallido de la guerra sólo había un reducido grupo de diseñadores que, habiendo obtenido beneficios del conocimiento que se había acumulado respecto del diseño de rotores de autogiros, comenzaban a mostrar prometedores resultados con sus proyectos de nuevos helicópteros.

Entre ellos se contaban como figuras prominentes Heinrich Focke en Alemania, James Weir en Escocia —que anteriormente había

Uno de los helicópteros que se ha mantenido operativo por más tiempo, el Bell Model 47 recibió su Approved Type Certificate en marzo de 1946.





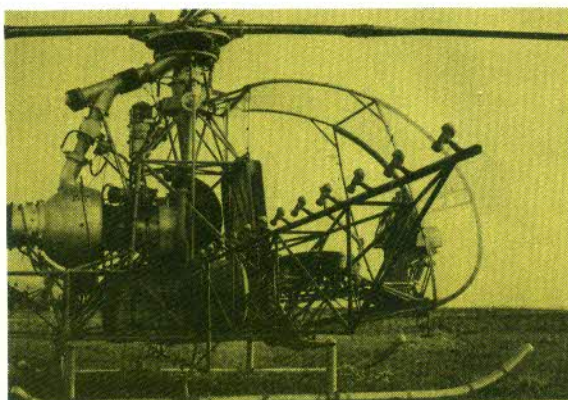
*Interior:
El Bell 47-J-2A fue una de las primeras adaptaciones de un helicóptero utilitario a tareas de taxi aéreo.*

El helicóptero Bell 47G es una de las versiones que se ha mantenido en producción durante más de 30 años.

contribuido al patrocinio de los desarrollos de de la Cierva en Inglaterra— e Igor Sikorsky en Estados Unidos.

Sikorsky había construido en Europa, en el año 1909, dos helicópteros que no tuvieron éxito. Por entonces, el científico sólo tenía 19 años. Tras ese intento fallido se había dedicado al diseño de aeroplanos de alas fijas, actividad que cumplió fundamentalmente en los Estados Unidos.

Sikorsky estaba dispuesto a examinar nuevamente las posibilidades del diseño de helicópteros a través de los éxitos obtenidos por los autogiros de de la Cierva a los que había estudiado con entusiasmo.



El helicóptero francés Djinn fue el único helicóptero con rotor a reacción que se fabricó en cantidad. El conducto que une el turbo-compresor con la cabeza del rotor resulta claramente visible. Este aparato está equipado con un sistema de fumigación por aspersión.

Los primeros helicópteros

Hacia finales de la década de 1930, tres proyectos comenzaron a atraer la atención de las respectivas autoridades militares, ellos eran: el Focke-Angelis Fa-61, los Weir W-5 y W-6, y el Sikorsky VS-300.

Todos eran más complejos que los autogiros, que, por entonces, volaban con profusión, sin embargo la capacidad de vuelo sustentado resultaba de especial valor para una variedad de propósitos militares. Incluso la facilidad que los últimos autogiros que por entonces existían manifestaban con respecto al salto que les permitía un despegue en vertical no era considerado por los militares una capacidad tan operativa como la que significaba mantener el vuelo en sustentación. Más tarde, la utilización de autogiros en una escala respetable, durante la guerra, no consiguió variar esta concepción de los militares. Esta es la razón por la que el helicóptero, cuando finalmente comenzó a surgir como una máquina práctica fue originariamente desarrollada con especial interés bajo el patrocinio de las fuerzas militares y, especialmente, como un vehículo mili-



El Fairey Rotodyne fue un concepto de diseño muy avanzado para obtener altas velocidades de crucero. Sin embargo, el prototipo nunca alcanzó el estadio de fabricación en serie, fundamentalmente por razones económicas.

tar. Este factor fue decisivo para su progreso ulterior. Los primeros constructores de helicópteros se encontraron entonces con que los



Helicóptero Gazelle de cinco plazas propulsado por turbinas, en producción por la Aerospatiale y por Westland Aircraft. El par motor del rotor está contrarrestado por una hélice entubada en el extremo de la cola, denominada fenestrón.

requerimientos de los ejércitos con respecto a sus investigaciones resultaban irrefrenables.

Había una guerra que ganar y el novel helicóptero era considerado como un vehículo de reconocimiento de enorme potencial para el rápido traslado de tropas de tierra.

Inicialmente el interés provino con preferencia de las Fuerzas Aéreas de los Estados Unidos y de la Real Armada Británica. El dinero de la nación se volcó generosamente hacia los contratos para el desarrollo de helicópteros con el resultado de que en el año 1945 el diseño de Sikorsky denominado MTR, Rotor Principal y de Cola, se había convertido en la configuración clásica, firmemente establecida y aceptada.

A continuación del prototipo VS-300, la misma compañía desarrolló y puso en producción limitada tres nuevos diseños para responder a exigencias militares. Estos eran: el Sikorsky R-4, R-5 y R-6. El primero y el último eran biplazas, siendo asignados a unidades especiales y empleados para entrenamiento de pilotos y evaluaciones operacionales mientras que el R-5 era un helicóptero de mayores dimensiones con una capacidad de carga de aproximadamente 508 kg. Fue el primer heli-

cóptero del mundo diseñado específicamente para cumplir un papel estrictamente militar, y fue pedido por la Armada Real para operar desde las cubiertas de embarcaciones mercantes de rutas independientes y cumplir misiones de patrullaje antisubmarino.

Hubo también otras compañías norteamericanas embarcadas en este trabajo experimental. Entre ellas, merece una mención especial la Bell Aircraft, que estaba desarrollando su propio diseño del helicóptero MTR. Su único y principal rasgo distintivo consistía en un rotor giroestabilizado bipala que poseía una articulación de aleteo común para las dos palas. Bell lo denominó rotor de balancín y se ha convertido en un aparato muy conocido a lo largo del mundo con el rasgo distintivo de los helicópteros Bell.

Desarrollos de posguerra

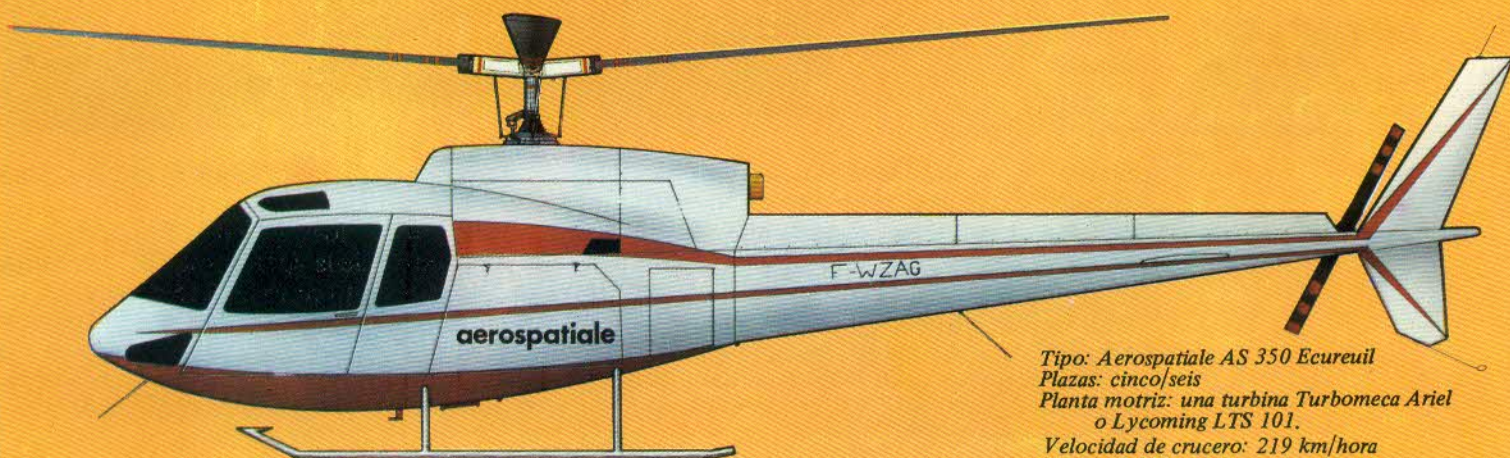
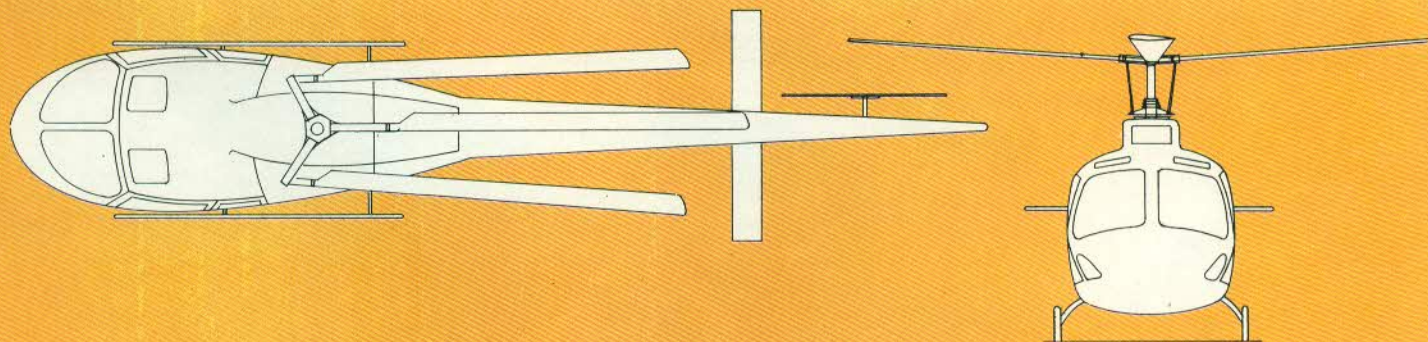
Después de la Segunda Guerra Mundial, los constructores de helicópteros ya establecidos volcaron su atención hacia un mercado potencialmente comercial. La compañía Bell fue la primera a la que se adjudicó un certificado de aeronavegabilidad para un helicóptero comer-

cial, en el año 1946. Fue adjudicado para el Model 47, que permaneció en fabricación durante 27 años en varios modelos de dos y tres plazas.

Sikorsky, por su parte, no se quedaba a la zaga, con una versión civil de cuatro plazas del R-5, designada S-51. Rápidamente se hizo evi-

dente de que el helicóptero no era otra cosa sino un vehículo para el hombre de la calle. Era tal el costo de la estructura establecido por la presión inicial de la gestión militar que los fabricantes comprendieron que las versiones civiles que estaban produciendo sólo podían resultar operativas, desde un punto de vista eco-

Durante la Segunda Guerra Mundial, los helicópteros prácticamente no llegaron a cumplir misiones operativas, si exceptuamos los autogiros británicos que controlaban las estaciones terrestres de radar o los helicópteros cautivos alemanes que servían como vehículos de exploración a los submarinos. El auge bélico del helicóptero vendría con la guerra de Corea, a partir de la cual el helicóptero sería contemplado como imprescindible en cualquier ejército moderno.



Tipo: Aerospatiale AS 350 Ecureuil
Plazas: cinco/seis
Planta motriz: una turbina Turbomeca Ariel o Lycoming LTS 101.
Velocidad de crucero: 219 km/hora
Techo: 5.800 m.
Autonomía: 800 km.
Peso cargado: 1.900 kg.
Diámetro del rotor: 10,67 m
Longitud: 13 m.

El Sikorsky H-5 y su equivalente civil, el S-55, fue el primer helicóptero que contró con una capacidad de despegue de una tonelada.



Una de las pequeñas palas de servomando resulta visible por encima de la cabeza del rotor en este Hiller H-23B.



Uno de los mejores helicópteros alemanes de la Segunda Guerra Mundial, el Flettner F1-282, fue el primero en utilizar un sistema de rotores gemelos interengranados.



nómico, si se empleaban para cumplir tareas altamente especializadas y en un número muy pequeño. Las ventas comerciales, por tanto, resultaban escasas y, dado que el interés militar en los aparatos decaía ostensiblemente, la pregunta del momento era la siguiente: "El helicóptero, ¿ha llegado para quedarse?".

En las tareas vinculadas a la agricultura tales como las de fumigación, por ejemplo, el alto coste del helicóptero lo colocó en una si-

tuación de considerable desventaja respecto del aeroplano de alas fijas.

Los operadores de helicópteros comerciales se encontraron con el hecho indiscutible e inmodificable de que no podían penetrar más que en un veinte por ciento del mercado, y este margen escaso comprendía principalmente aquellas áreas en las que resultaba difícil a los aeroplanos de alas fijas desarrollar sus tareas de fumigación. El mismo análisis podría aplicarse a otras tareas aéreas, particularmente en las que se refieren al apoyo e inspección de obras de ingeniería.

No obstante, en algunas actividades, fundamentalmente aquellas vinculadas a áreas remotas o terrenos montañosos, el helicóptero era capaz de llevar a cabo espectaculares misiones de salvamento. En este tipo de acciones su costo aparentemente alto resultaba indiferente en el desempeño de tareas que resultarían mucho más onerosas si se emprendían apelando a otros medios.

Lamentablemente, las oportunidades de intervenir en ese tipo de trabajos muy especializados eran escasas y durante los primeros años de posguerra el progreso en el desarrollo de una utilización comercial del helicóptero resultaba bastante lento. No obstante, se conservó durante este período una cierta euforia por el helicóptero, lo que determinó que en

numerosos países hicieran aparición nuevos proyectos.

En Europa, los pioneros franceses y británicos de antes de la guerra se aplicaron a un mayor desarrollo, procurando recuperar el tiempo perdido durante los años de la contienda.

Durante este espacio de tiempo, en Francia, existían tres grupos en la industria aérea nacionalizada que estaban comprometidos en proyectos rivales de construcción de helicóp-



El Cierva Air Horse fue, en su día, el helicóptero más grande del mundo pero su diseño no obtuvo el éxito previsto y sólo se construyeron dos aparatos.



El Piasecki HRP-1 fue realmente el primer helicóptero con rotor en tándem.

teros.

La SNCA du Nord se inició en el año 1947 pero su interés solamente perduró unos pocos años. La SNCA du Sud Ouest contaba, en calidad de servicios por reparación de guerra, y durante algunos años a partir de 1946, con miembros de equipos de diseño austríacos.

Este equipo de trabajo y diseño había construido y volado con éxito el primer helicóptero con rotor a reacción del mundo, diseñado por Friedrich von Doblhoff en el año 1943.

Los proyectos de la Sud Ouest se abocaban por tanto a la categoría SJR, Single Jet-driven Rotor, Rotor Unico a Reacción, y condujeron al desarrollo del helicóptero Djinn SO-1221, el único helicóptero con rotor a reacción que pasó la etapa de estudios y ensayos de prototipos a la de fabricación en serie.

Otros miembros del equipo de von Doblhoff marcharon a la Fairey Aviation en Gran

Bretaña, que impulsó el desarrollo de un derivado del Gyrodyne, equipado con un rotor a reacción y, a partir de él, al Rotodyne.

El propio von Doblhoff viajó a Estados Unidos y se unió a la McDonnell Aircraft Corporation para desarrollar un helicóptero estatorreactor. Sin embargo, ningún helicóptero con rotor a reacción ha alcanzado jamás un grado significativo de éxito cuando se ha empleado en tareas de tipo comercial.

Incluso el helicóptero Djinn SO1221, no obtuvo un gran éxito comercial. La producción fue interrumpida tras haberse fabricado alrededor de 100 aparatos. Era un helicóptero ligero, biplaza, utilizado principalmente para entrenamiento y fumigación. Su rotor era propulsado por lo que se conoce como reactores "fríos" emplazados en los extremos de las palas. Esto no era más que aire comprimido expulsado desde la cámara de compresión del motor de turbina Turbomeca Palouste. El



El helicóptero ligero se emplea en misiones tanto militares como civiles. En las militares desempeñan cometidos de apoyo táctico y reconocimiento. En la foto, un Bell Model 47, que ha permanecido en producción durante 25 años, en servicio con el ejército británico.

aire era conducido a través de un obturador rotativo hasta la cabeza del rotor y desde allí a través de largueros huecos hasta las toberas de los extremos de las palas.

Otras formas de rotores a reacción han utilizado pulsorreacciones —motores de combustión intermitente—, reactores a presión y estatorreactores. Todos ellos implican la conducción de combustible a través de la cabeza del rotor y las palas para ser quemado en pequeñas cámaras de combustión en los extremos de éstas. De aquí, por contraste, la aparición del término de reactores “calientes”. Un gran

número de estos helicópteros experimentales fueron construidos y volaron notablemente bien pero el consumo de combustible exigido siempre ha resultado prohibitivo.

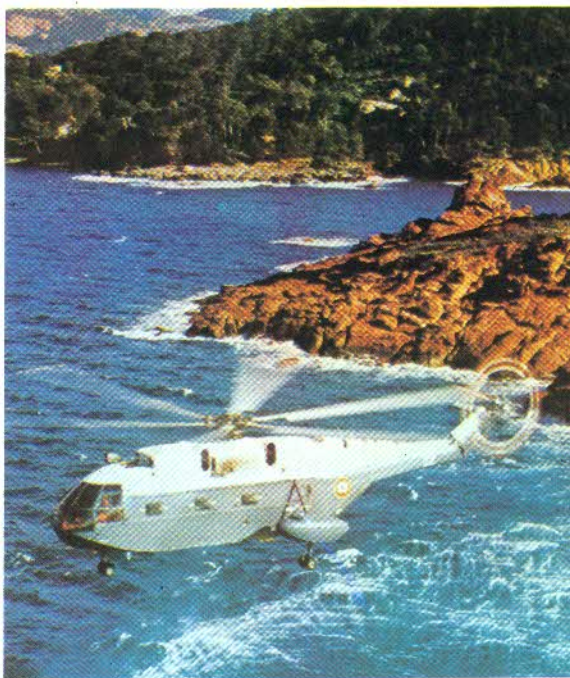
La tercera compañía francesa, la SNCA du Sud Est, siguió líneas más convencionales en el desarrollo de los diseños MTR y produjo series de helicópteros que han dominado en este campo. La SNCA du Sud Est y Sud Ouest fueron más tarde amalgamadas en la Sud Aviation que a la vez fue reagrupada bajo lo que hoy es la única constructora aérea nacionalizada francesa: la Aérospatiale. Dentro de la amplia gama

de helicópteros que produce la Aérospatiale, el Puma, el Gazelle y el Lynx, son fabricados conjuntamente con la Westland Aircraft Ltd. bajo el acuerdo de colaboración anglo-francés.

Tras la Segunda Guerra Mundial, en Gran Bretaña la Cierva Autogiro Company se reformó con varios de sus primeros equipos clave de ingeniería y comenzó el desarrollo de dos nuevos diseños.

El primero en volar, el Cierva W-9, era un helicóptero biplaza de un solo rotor que, en vez de seguir exactamente la configuración clásica MTR, utilizaba un reactor ladeado lateralmente en la cola en lugar del rotor de cola a fin de compensar el par motor. La compañía se hallaba empeñada en la construcción de un aparato mucho más grande, el Cierva W-11 Air Horse de tres rotores, que voló con éxito con sus 7.938 kgs. de peso total, según lo dispuesto por su diseño.

En su momento, el Cierva W-11 Air Horse fue el helicóptero más grande del mundo con un compartimiento de carga de 5,79 m. de



El helicóptero Super Frelon, de la Aérospatiale, captado durante un ejercicio de rescate aire-tierra.



Los helicópteros pesados de transporte han incorporado gran número de los rasgos que ya son usuales en los aviones de alas fijas. El de la foto ha adoptado la sonda de reaprovisionamiento de combustible en vuelo, que vemos sobresaliendo por la proa del aparato.

longitud, capaz de transportar vehículos de ruedas. Su capacidad volumétrica era de 22,65 m³ y se accedía al compartimiento de carga por medio de una rampa y a través de una compuerta del tipo bivalva, y que estaba emplazado en la cola del aparato.

El Air Horse era propulsado por un motor Rolls-Royce Merlin refrigerado por agua de 1.620 hp, el mismo motor que propulsaba al Spitfire.

el éxito se debió principalmente a una carencia de apreciación por parte de su patrocinador, el gobierno británico, de la necesidad de aportar mayores fondos para sostener un diseño tan sofisticado.

Asimismo, hubo otros tres constructores de aviones británicos que se internaron en este campo hacia finales de la Segunda Guerra Mundial: la Westland Aircraft negoció una licencia de fabricación con Sikorsky para construir en Gran Bretaña el S-51; la Bristol Aeroplane Company comenzó a desarrollar un nue-

vo diseño del MTR con una cabina que podía albergar a cinco pasajeros; y la Fairey Aviation Company desarrolló un proyecto novel: el Compound Helicopter (CMP), también capaz de transportar cinco pasajeros y denominado el Gyrodyne. Los tres estaban propulsados por el mismo tipo de motor, el Alvis Leonides radial de nueve cilindros y 525 hp.

El Fairey Gyrodyne, con su nuevo diseño capaz de alcanzar una mayor velocidad de crucero, fue el primer giravión que alcanzó el récord mundial de velocidad en un helicóptero: una marcha de más de 200 km/hora. En aproximadamente 3 km. alcanzaba una velocidad de 201 km/hora.

La iniciativa norteamericana

A pesar de los retrasos inevitables durante los primeros estadios, los proyectos de helicópteros tanto en su número como en su variedad se desarrollaron en los Estados Unidos con

El Mil Mi-6, codificado "Hook" por la OTAN, puede llevar 65 soldados totalmente equipados y, en versión de carga, una capacidad de 12.000 kg.





una profusión de nuevas ideas ampliamente superior, comparativamente, a cualquier otro país. Antes de 1950, existían en los Estados Unidos más de 70 proyectos diferentes de helicópteros en ejecución. Muchos de ellos eran contruidos por pequeñas compañías de ingeniería o por individuos privados que utilizaban sus garages como talleres aeronáuticos. De ellos, sólo unos pocos consiguieron elevarse del suelo, muchos nunca fueron otra cosa que un fulgor esperanzado en los ojos de sus inventores.

Una excepción notable, sin embargo, fue el proyecto de un joven graduado californiano llamado Stanley Hiller Jr. que construyó, en el año 1944, su propio helicóptero (CXR) de rotor Contrarotativo Coaxial en el patio trasero de su vivienda. Hiller tenía la fortuna de mantener vínculos con una corporación industrial muy importante, lo que le significó una ayuda considerable a la hora de superar los inconvenientes iniciales. Más tarde, Hiller desarrolló su propio sistema de rotor servocontrolado.

La Hiller Helicopters Inc., fundada por él, fabricó más de 1.000 helicópteros basados en este especialísimo diseño durante las dos décadas siguientes.

Entre otras compañías norteamericanas, las dos más importantes en relación con el desarrollo del autogiro durante los años anteriores a la Segunda Guerra Mundial estaban muy interesadas en desarrollar nuevos proyectos de helicópteros.

La Pitcairn Autogiro Company, que había sido absorbida por la gigantesca Firestone Tyre & Rubber Company, produjo un helicóptero MTR convencional pero con un nuevo re-

gulador de velocidad del rotor, mientras que la Kellett Aircraft Corporation concentró sus estudios en lo que por entonces resultaba una configuración poco usual: el Rotor Gemelo Engranado (TIR). El mismo diseño fue favorecido por la Kaman Aircraft Corporation que lo desarrolló para fabricar varios cientos de helicópteros para la Fuerza Aérea de los Estados Unidos.

El helicóptero de rotor en tándem fue introducido porque se creía que las limitaciones existentes en los diámetros posibles o practicables del rotor necesitaban rotores múltiples para elevar cargas más pesadas.

La Piasecki Helicopter Corporation fue la primera en producir un diseño práctico de Rotor Gemelo en Tándem (TTR) y algunos derivados de su primer aparato con rotor en tándem, el XHRP-1 (conocido jocosamente como "Flying Banana", "La Banana Voladora") estaban todavía en producción en la Boeing Vertol a mediados de la década de 1970.

Entre otras configuraciones desarrolladas en los Estados Unidos durante el período comprendido entre los años 1945 y 1950, los diseños SJR con rotores mandados por reactores a presión y estatorreactores hicieron su aparición en esa época para desaparecer muy poco tiempo después.

A mediados de 1950, la mayoría de las compañías más débiles habían desaparecido y diez o doce de ellas formaron el núcleo de lo que más tarde sería la industria Cinderella que luchó por su reconocimiento dentro de un mercado altamente competitivo como es el mercado de la aviación.

Uno de los primeros helicópteros en servicio con el ejército británico fue el biplaza Saro Skeeter que, propulsado por un motor de 200 hp, podía alcanzar una velocidad de 160 km/h.



Diferentes configuraciones de giraviones

RTG: Autogiro de Despegue por Carrera.

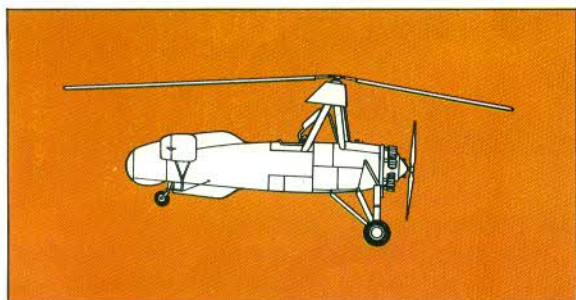
STG: Autogiro de Despegue Corto.

VTG: Autogiro de Despegue Vertical.

Rotor de autorotación con propulsión horizontal obtenida mediante el empuje de una hélice convencional. El rotor se halla inclinado hacia atrás con respecto a la trayectoria de vuelo. No presentaba par motor del rotor ni capacidad para vuelo estacionario.

Rasgos Típicos

La mayoría de los autogiros están comprendidos dentro de estas tres categorías. Los diferentes tipos, obviamente, presentan una apariencia distinta pero es mínima la diferencia efectiva que permita distinguir una categoría de otra, como por ejemplo, las variaciones en la modalidad del despegue se obtienen normalmente a través de refinamientos en el diseño de la cabeza del rotor. Las distinciones son detectables sólo si se realiza una detallada inspección del mecanismo de la cabeza del rotor.



MTR: Helicóptero con Rotor Principal y de Cola.

La sustentación y la propulsión provienen de un único rotor principal. Las fundiones del pequeño rotor de cola consisten en contrarrestar el par motor del rotor principal y proporcionar control de guiñada. Los dos rotores son accionados por un motor a través de una caja de engranajes y un sistema de ejes de transmisión en una relación de velocidad constante, siendo las r.p.m. del rotor de cola aproximadamente cinco veces las del rotor principal.

Rasgos Típicos

Configuración clásica en helicópteros, respetada por la gran mayoría de los diseñadores y fabricantes de ellos. Esta configuración es aplicable a todo tipo de helicópteros, desde el monoplaza ultraligero hasta el gigantesco helicóptero grúa de 50.800 kg.

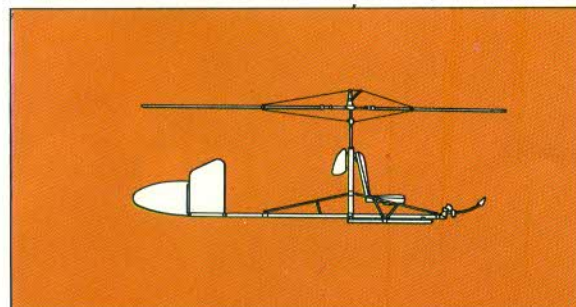


AGG: Planeador Autogiro.

Rotor de libre rotación, normalmente con arranque manual. El equivalente del empuje de la hélice está proporcionado por una cuerda de remolque. Con vientos fuertes, el AGG puede remontar vuelo como una cometa con una cuerda de remolque fija en tierra.

Rasgos Típicos

Introducido por Focke Achgelis durante la Segunda Guerra Mundial. El monoplaza Fa.330 fue construido en cantidad para ser utilizado por los submarinos alemanes para operaciones de observación aérea. Las versiones de posguerra, diseñadas para ser remolcadas por un automóvil o un barco, se hicieron populares en la década de 1950 entre los aficionados al vuelo y pudo ser convertido en el ultra ligero RTG mediante la adición de un motor y una hélice.



TTR: Helicóptero de Rotores en Tándem.

Los dos rotores son contrarrotativos a fin de contrarrestar el par motor y en algunos tipos pueden solaparse ligeramente. En tales casos, un eje de transmisión sincronizada entre las dos cabezas de los rotores asegura que los dos rotores mantengan una velocidad uniforme de modo que las palas no pueden chocar entre sí.

Rasgos Típicos

Desarrollado originalmente para proporcionar una mayor capacidad de sustentación cuando se creía que los rotores simples no serían practicables en aparatos de grandes dimensiones. Esta hipótesis ha sido modificada y corregida por progresivas experiencias, sin embargo, la configuración TTR todavía se conserva en los tipos Boeing Vertol.

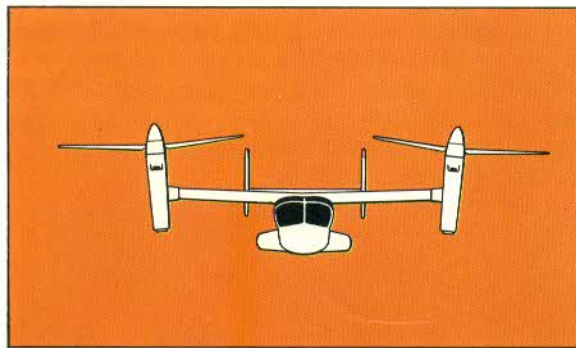


TSR: Helicóptero con dos rotores lado a lado.

Los dos rotores son contrarrotativos a fin de contrarrestar el par motor y están montados en soportes laterales que pueden ser, aunque no necesariamente, superficiales de sustentación. Las r.p.m. de los dos rotores están sincronizadas pero las palas normalmente no se superponen. Una unidad de cola convencional suplementa el control del rotor.

Rasgos Típicos

Esta fue la configuración original adoptada por Focke y Weir pero desde entonces no ha sido utilizada, excepto en la URSS. Sin embargo, la configuración TSR es apropiada para algunos helicópteros convertibles, tales como los de rotor inclinable. Un ejemplo de estos, el Bell XV-15, está siendo desarrollado en los Estados Unidos. Si son convertibles se denominan CVT.



CSR: Helicóptero de Rotor Contrarrotativo Coaxial.

Rotores gemelos contrarrotativos para contrarrestar el par motor. La sustentación cíclica y colectiva se aplica al unísono a los dos rotores. El control en la desviación lateral (guiñada) se logra mediante una variación diferencial del ángulo de sustentación colectiva entre los rotores de modo tal que la diferencia resultante en el par motor produce un momento de giro.

Rasgos Típicos

Configuración original Bréguet-Richet. Tiene la ventaja de su tamaño reducido pero la interferencia que produce la deflexión entre los dos rotores puede causar problemas. La posibilidad de una interferencia mecánica entre las palas ha sido vencida por el giravión la Cierva, mediante un sistema de enlace de transmisión entre los rotores.



TIR: Helicóptero de Rotores Gemelos Engranados.

Este aparato es un cruce entre las configuraciones del TSR y el CXR. Evita la complejidad mecánica de los sistemas de engranajes coaxiales pero necesita una precisa sincronización de los rotores contrarrotativos. A su vez, la gran superficie de barrido incrementa la eficiencia del rotor.

Rasgos Típicos

Es una variación de la configuración TSR, diseñada con el propósito de reducir el ancho total y eliminar el peso estructural de los soportes laterales. Utilizando por vez primera por Flettner en Alemania y seguido por Kellett y Kaman en Estados Unidos, y todavía perviven algunos de estos últimos. Los TIR son conocidos jocosamente como los "batehuevos", pero su configuración no ha sido utilizada en nuevos proyectos desde la década de los 50.

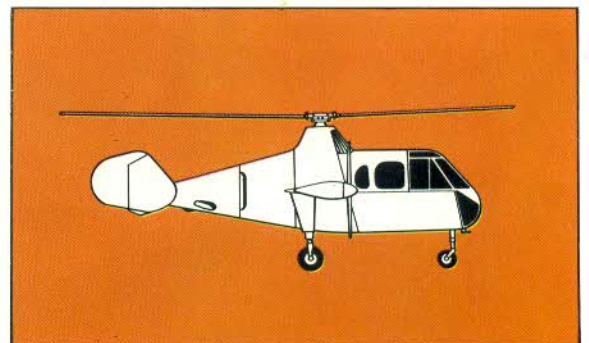


CMP: Helicóptero Compuesto

Un solo rotor de sustentación mientras que la propulsión se obtiene por separado y se utiliza para combinar la propulsión y las funciones anti-parmotor. El plano del rotor se mantiene sustancialmente paralelo a la trayectoria de vuelo durante el vuelo normal de crucero con el objeto de reducir la resistencia aerodinámica a altas velocidades.

Rasgos Típicos:

En esta categoría, los medios de sustentación y los medios de propulsión están diseñados para conservar sus funciones por separado en la total envolvente de vuelo. Esta categoría fue iniciada por el Fairey Gyrodyne e incluye a cualquier helicóptero equipado con medios suplementarios de incremento del empuje propulsor horizontal.

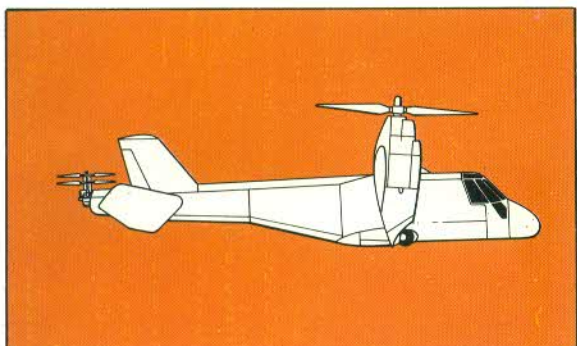


CTV: Convertiplano

El empuje producido es utilizado en sentido vertical para el despegue y alcanzar una velocidad horizontal en la que el ala fija convencional puede hacerse cargo de la sustentación. El empuje vertical, por tanto, es convertido, habitualmente por medios mecánicos, en empuje horizontal para la propulsión a alta velocidad. Durante el aterrizaje se produce el proceso inverso.

Rasgos Típicos

Aviones de alas y rotores inclinables. En el Canadair CL 84 el ala, los motores y las hélices son inclinados a fin de convertir un régimen de vuelo en otro. En el Bell XV-15, los rotores y las cajas de engranajes en las puntas alares son inclinados mientras el ala se mantiene fija. Ambos vuelan como aeroplanos convencionales durante el vuelo normal de crucero.

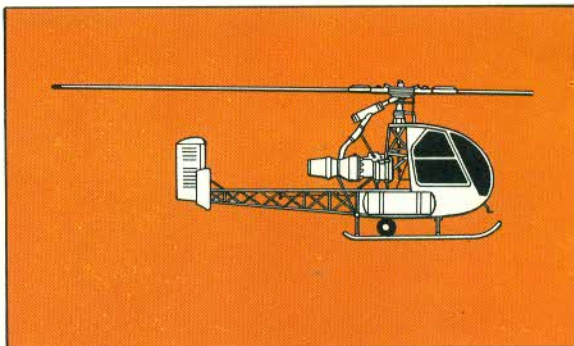


SJR: Helicóptero de Rotor Único a Reacción.

En apariencia, este aparato puede resultar similar al MTR, pero sin el rotor de cola ya que no se produce ningún par motor cuando el rotor gira por la propulsión del reactor. Si en este diseño se involucra un medio independiente de empuje propulsivo, el SJR puede convertirse también en un VGT o en un CMP.

Rasgos Típicos

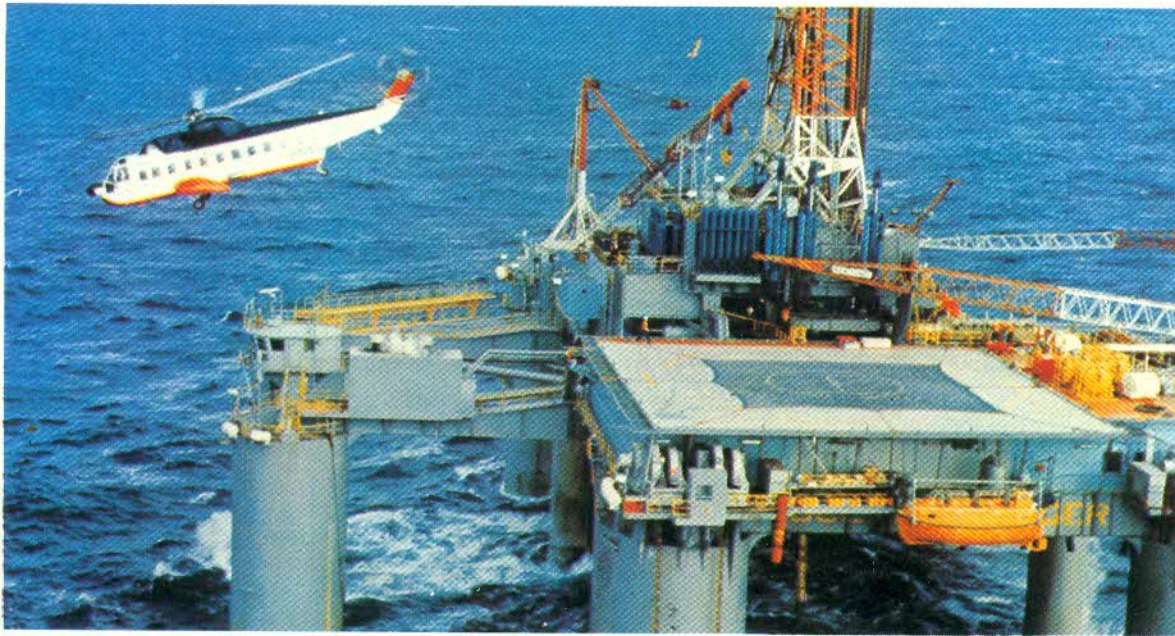
Introducido por Frederick von Doblhoff en Austria, el sistema de rotor a reacción ha sido aplicado con frecuencia en proyectos de helicópteros experimentales. Sólo uno, el helicóptero francés Djinn, ha sido puesto en producción e incluso en este caso sólo fue fabricado en larga escala durante un período de tiempo, comparativamente breve.



Hasta que el helicóptero no se introdujo con pleno derecho en las actividades militares, fue básicamente empleado en aquellas situaciones que no podían ser cumplimentadas por ningún otro medio, como en el caso de acceso a zonas remotas o inhóspitas. A esta limitada actuación contribuirían los elevados costes y complejas tareas de mantenimiento que lo hacían prohibitivo, o casi, a los usuarios civiles.

Los helicópteros navales ligeros proporcionan "ojos" tanto a los pequeños buques como a los de mayores desplazamientos.





Uno de los helicópteros Sikorsky S-61N, de la British Airways proporciona vínculos de comunicación fundamentales con las plataformas de extracción de petróleo emplazadas en el Mar del Norte.

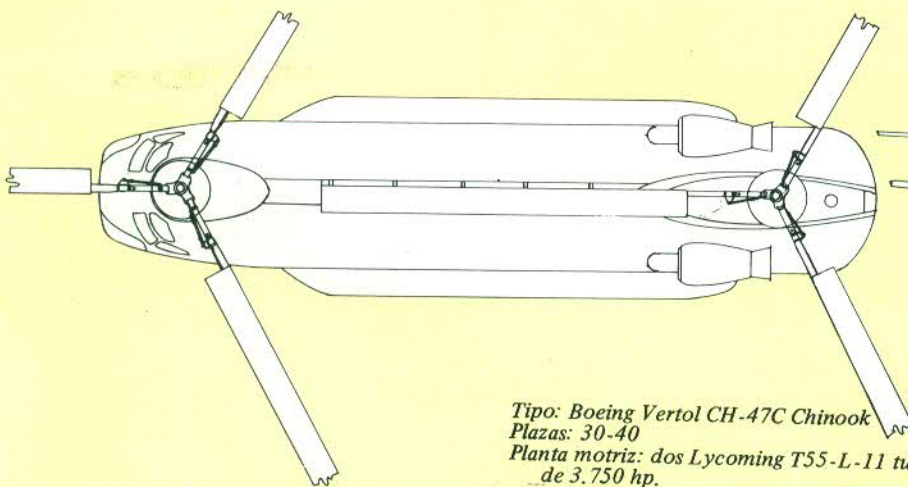
La guerra de Corea

Fue el estallido de la guerra en Corea, a mediados del verano de 1950, el que proporcionó el siguiente ímpetu fundamental que transformó a este pequeño grupo de fabricantes en la próspera industria de helicópteros que hoy existe. La Fuerza Aérea y la Marina estadounidense equiparon a sus unidades con los pocos cientos de helicópteros que les habían sido entre-

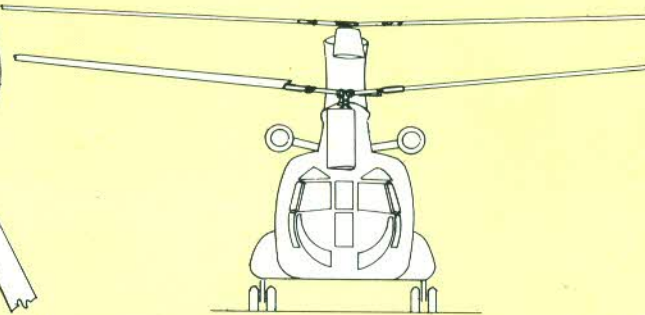
gados para tareas de evaluación y fueron despachadas a Corea para realizar misiones en condiciones operativas.

La actuación de estos helicópteros resultó mucho más productiva de lo que habían supuesto los estrategas militares más optimistas.

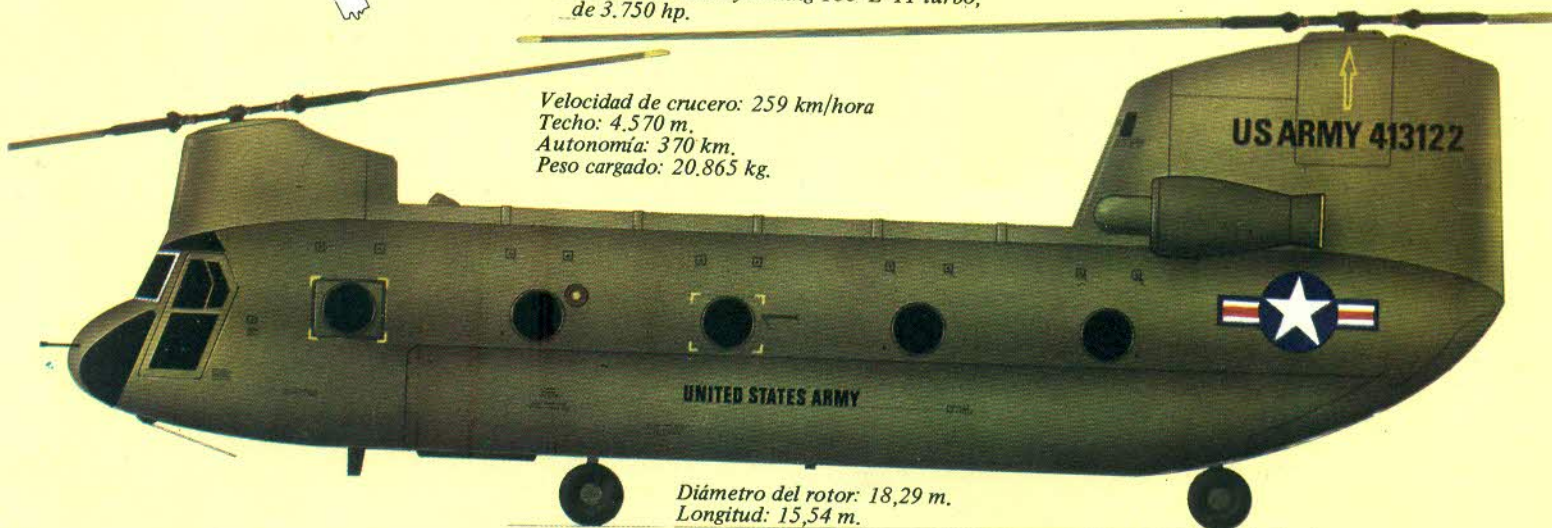
Los modelos de helicópteros involucrados inicialmente eran: el Sikorsky H-5, derivado del S-51, el Bell H-13 y el Hiller H-23.



*Tipo: Boeing Vertol CH-47C Chinook
Plazas: 30-40
Planta motriz: dos Lycoming T55-L-11 turbo, de 3.750 hp.*



*Velocidad de crucero: 259 km/hora
Techo: 4.570 m.
Autonomía: 370 km.
Peso cargado: 20.865 kg.*



*Diámetro del rotor: 18,29 m.
Longitud: 15,54 m.*

Más tarde estos tipos fueron suplidos por la serie de Sikorsky H-19, un gran aparato capaz de despegar con diez hombres o con una carga de aproximadamente una tonelada, y la serie de Piasecki HUP-1, un diseño TTR cuyas unidades estaban basadas en un portaaviones y eran empleados en tareas de puente entre la nave y tierra firme.

Estos helicópteros, en el desempeño de misiones que de otro modo hubiesen resultado imposibles de llevar a buen término, confirmaron más allá de toda duda que el aeroplano de alas giratorias había surgido para permanecer en servicio activo. Con su versatilidad e independencia únicas los helicópteros eran capaces de salvar las vidas de millares de soldados, heridos o aislados detrás de las líneas enemigas. Esta capacidad por sí sola era suficiente para asegurar su aceptación sin reservas como un nuevo instrumento auxiliar de los ejércitos.

Los tácticos militares comprendieron rápidamente que si el helicóptero podía infiltrarse con rapidez y facilidad detrás de las líneas enemigas para rescatar a los soldados heridos, podía igualmente penetrar en territorio hostil con contingentes ofensivos, armas y suministros, con el objeto de organizar ataques desde cualquier posición inesperada.

Para la época en que la guerra de Corea había finalizado, la estrategia militar norteamericana había sido totalmente reorientada de acuerdo con los postulados de esta nueva filosofía.

El nuevo ejército estadounidense debía componerse fundamentalmente de fuerzas de acción móviles pertrechadas y apoyadas desde el aire por flotillas de helicópteros diseñados

específicamente para toda la gama de tareas operativas. Al mismo tiempo, el potencial del helicóptero en la guerra en el mar, como un arma de lucha antisubmarina y como instrumento de apoyo a los comandos de la marina durante sus incursiones en tierra firme, fue comprendida y estimada en su inapreciable valor.

Esta nueva filosofía fue desarrollada inicialmente por las fuerzas armadas norteamericanas y adoptadas rápidamente por muchas otras naciones en todo el mundo, incluida la Unión Soviética donde la historia del desarrollo de las alas rotativas había tenido sus orígenes mucho tiempo antes aunque el grado de su evolución práctica no había sido el mismo que en otros países.

Una vez más la solicitud entusiasta de las fuerzas militares determinó que la industria del helicóptero hiciera rápidos y grandes progresos durante la década que sucedió a la guerra de Corea.

Durante esa época las agencias militares se encontraban en una posición óptima para ordenar especificaciones operacionales para los helicópteros de modo que pudiesen cumplir tareas especiales cuya necesidad se había probado más que suficientemente durante la recién vivida experiencia militar. Por lo tanto, con objetivos específicos que alcanzar y el dinero suficiente otorgado mediante contratos de desarrollo especiales, la construcción de helicópteros se transformó rápidamente en una industria en auge y los nuevos diseños comenzaron a desfilar por las líneas de producción.

El Sikorsky S-61L equipado para el transporte de pasajeros.



Giraviones

El motor de turbina

Otro factor que tuvo una influencia particularmente importante en la rápida tasa de desarrollo de los helicópteros a partir de mediados de la década de 1950, fue la aparición del motor de turbina y su aplicación a los helicópteros.

En los aeroplanos de alas fijas, la turbina como motor para impulsar la hélice convencional —conocida como turbohélice— no resultó ser el éxito arrollador que habían imaginado sus diseñadores. La razón principal de ello fue la de que resultó sustituida con enorme rapidez por el turborreactor que podía producir velocidades muy superiores y por tanto justificar plenamente sus costos también muy elevados.

En consecuencia, la turbina probó ser ideal para su utilización en helicópteros. Tenía un peso, una vez instalada, mucho menor que el de motor a pistón y compensaba ventajosamente las grandes cargas de combustible que exigía. Por tanto, los diseñadores de helicópteros se encontraron por vez primera con que tenían una potencia perfectamente aprovechable. Además, las características normales de operación de la turbina, que permitían una prolongada carrera sin correr peligros de sufrir ningún daño hasta alcanzar el 85 % de su potencia, resultaba particularmente adecuada a los requerimientos del helicóptero que para cubrir ciertas acciones de tipo militar necesitaba permanecer en vuelo durante largos períodos.

El elevado coste inicial y el gran consumo de combustible no significaba ninguna desventaja para los militares mientras que el breve período de calentamiento antes del despegue y la suave y delicada condición de vuelo eran ventajas considerables.

De este modo, con toda la potencia disponible, fue posible llevar rápidamente a la práctica diseños de helicópteros mucho más grandes. Los primitivos temores a las limitaciones en el tamaño de los sistemas de rotor probaron ser infundados y el helicóptero progresó. Antes del año 1950, aparte del prototipo Cierwa W-11 Air Horse, de 7.938 kg. de peso total, la mayor producción de helicópteros propulsados por motores a pistón oscilaban alrededor de los 2.500 kg. de peso total, con una capacidad de despegue de 680 kg. Diez años más tarde, cuando comenzó la guerra de Vietnam a principios de la década de 1960, los helicópteros de transporte del tipo del Boeing Vertol CH-47A Chinook se elevaban y volaban con pesos de hasta 15.000 kg. El Chinook, con dos turbinas Lycoming que le proporcionaban una potencia total de 5.300 hp, tenían una capacidad total de carga de más de siete toneladas.

La velocidad de los aparatos también había aumentado. Antes de 1950, el récord mundial de velocidad para un helicóptero se mantenía en los 201 km/hora. Hacia 1963, un helicóptero francés del tipo MTR, el Sud Aviation Super Frelon, había batido aquel récord



Fijación de un Universal Military Pod en la sección central de un CH-54 Tarhe, versión militar del S-64 Skycrane.



El Sikorsky S-58, producido en Gran Bretaña bajo la denominación de Westland Wessex (como el de la ilustración, perteneciente a la RAF), está propulsado por un turbojeje Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6T-3 Twin Pac que le proporciona 1.800 hp al despegue. Su capacidad interna de combustible asciende a 1.109 litros, aunque puede incorporar un depósito externo metálico con 568 litros más.

al alcanzar una velocidad de 341 km/hora.

Paralelamente al progreso tecnológico, el aspecto cuantitativo de la producción se incrementó sustancialmente. Cuatro importantes compañías, Bell, Boeing Vertol, Hiller y Sikorsky, se hallaban todas dentro del gran grupo, cada una con un total de más de 1.000 helicópteros construidos. La Bell, en realidad, contaba con un número de más de 3.000 aparatos.

En Europa y la Unión Soviética la industria del helicóptero también estaba empeñada en la construcción de grandes cantidades de aparatos. Un indicador de la extensión con

que Estados Unidos había desarrollado por entonces la nueva filosofía estratégica de la movilidad del helicóptero lo constituye el hecho de que solamente el Ejército de los Estados Unidos contaba con una plantilla de más de 5.000 pilotos de helicópteros cualificados. La escuela de entrenamiento más grande estaba equipada con más de 200 helicópteros para vuelo diurno, principalmente producidos por la Bell y la Hiller, y el equipo de instructores superaba los 150 hombres.

Anticipándose al futuro y conscientes de la enorme importancia del helicóptero, el ejér-



cito de los Estados Unidos patrocinó un concurso de diseño de un Helicóptero Ligero de Observación (LOH) entre todas las industrias en actividad, cuyo premio consistía en un contrato de fabricación de 3.000 helicópteros propulsados con turbinas. Por tanto, no resulta sorprendente que con contratos militares de tales proporciones, y con las perspectivas que creaba esta situación, los fabricantes de helicópteros podían aplicarse sin escatimar esfuerzos a cumplir con las necesidades de los operadores comerciales.

Se desarrolló un gran progreso en las aplicaciones comerciales de los aparatos y unos pocos fabricantes establecieron pequeñas organizaciones de venta a fin de proporcionar adaptaciones civiles de los helicópteros militares que constituían su producción principal. El precio de venta era elevado, sin embargo, para tareas muy específicas podían ser operados a un coste razonable. Tras quince años de crecimiento constante, aunque lento, en el año de 1960 existían ya más de 1.000 helicópteros operando comercialmente a través de unas 300 compañías en todo el mundo.

La mayoría de estas compañías, sin embargo, operaban solamente con uno, dos o tres helicópteros.

Tareas Especializadas

La multiplicidad de tareas desempeñadas por estos operadores civiles incluían prácticamente todas las esferas de la actividad comercial e industrial. Los miles de kilómetros volados en dichas tareas tales como las de apoyo a la construcción de líneas eléctricas y patrullaje en general, o la innumerable cantidad de horas voladas en tareas de fumigación u otros tipos de actividades agropecuarias, rara vez serán consi-



El mayor helicóptero del mundo es el Mil Mi-12 de fabricación soviética.

El Hughes OH-6A, ganador del concurso de diseño LOH, es uno de los más rápidos helicópteros ligeros en servicio. Una razón de su éxito la constituye la turbina compacta Allison T63 que gobierna un rotor principal cuatripala completamente articulado.



El Kaman Huskie continúa el concepto de rotor Flettner y se halla en servicio activo con la Fuerza Aérea de los Estados Unidos y se utiliza en acciones de rescate.

Todos aquellos helicópteros que desempeñan tanto misiones de salvamento, como de carga y demás tareas muy específicas precisan, aparte de una buena accesibilidad, óptimas condiciones de visibilidad desde la cabina de mando.



El Wessex Sea King.

Por su naturaleza propia, la mayor proporción de todas estas operaciones eran desempeñadas en áreas remotas y recibían muy poca publicidad. Sólo cuando un helicóptero era utilizado para algún trabajo espectacular en un área densamente poblada eran ampliamente reconocidos sus insuperables atributos.

Un ejemplo típico de este tipo de proezas únicas los constituyó el emplazamiento de la cruz sobre la cúspide de la reconstruida Catedral de Coventry, misión ejecutada por un Belvedere de la RAF. A continuación de esta notable demostración de exactitud y precisión



Abajo:

El primer Bell 214A iraní voló el 13 de marzo de 1974; las entregas comenzaron a efectuarse el 26 de abril de 1975. Tres días más tarde, el primer 214A entregado a Irán fue empleado en la superación de cinco récords de altitud y tiempo de ascensión. El piloto empeñado en tales vuelos fue el comandante en jefe de la Imperial Iranian Army Aviation, Gen. Manouchehr Khosroodad.



derados, con excepción de aquellos vinculados directamente con la materia. Del mismo modo, el trabajo de constante apoyo aéreo realizado entre tierra firme y las plataformas de extracción de petróleo se ha convertido en una tarea usual.

de vuelo, los trabajos de gruas aéreas fueron ampliamente aceptados como una parte importante de la capacidad de acción de los helicópteros comerciales. En particular, grandes aparatos eran utilizados para emplazar desde el aire los equipos de aire acondicionado en las

El Boeing Vertol CH-47 Chinook es un helicóptero de transporte medio propulsado por dos turboejes Lycoming T55-L-11C de 3.750 hp, que puede llevar 10.528 kg. de carga externa o 13.212 kg. internos.



Diseñado originalmente por un requerimiento del ejército francés, el Puma, es un helicóptero medio de concepción avanzada y apto para operar en todo tiempo. El Puma está actualmente en fabricación por Aérospatiale en Francia y Westland en Gran Bretaña; el modelo Puma HC Mk 1 sirve en los 33 y 230 Squadron de la RAF.

terrazas planas de los rascacielos, trabajo éste para el que no es extraño que se requiera la presencia del helicóptero. El crecimiento de esta particular aplicación, combinado con las necesidades militares de helicópteros pesados, condujo al desarrollo de aparatos aéreos diseñados específicamente para trabajos de gruas aéreas. En los helicópteros-grua Sikorsky S-60 y S-64 se dispone, a popa de la cabina, un tercer equipo de control de pilotaje, con el asiento orientado hacia atrás. Cuando se produce el

despegue el helicóptero es pilotado con los controles normales hasta emplazarse aproximadamente sobre la carga. Es entonces cuando el comandante abandona su asiento habitual y coge el mando de vuelo del tercer equipo de controles, orientado hacia popa. En esta posición mira directamente hacia abajo, hacia la carga, para efectuar la maniobra con absoluta precisión y puede dar instrucciones al segundo piloto, a través del intercomunicador, para que se haga cargo del mando y se ocupe del vuelo



Los helicópteros medios tienen un empleo militar fundamental: el transporte táctico de tropas y el apoyo cercano a ellas.



normal tan pronto como la carga haya sido asegurada o liberada en el sitio previsto.

Principalmente por su alto coste, estos helicópteros especiales todavía no cumplen un servicio generalizado con operadores comerciales cuyas flotillas están constituidas normalmente por aparatos pequeños y mediano, cuyos pesos máximos oscilan entre los 1.360 kg. y los 6.350 kg. Los aparatos de operaciones de mayor envergadura, como aquellos que se ocupan de los contratos de la industria petrolera, exceden el peso de carga máximo expuesto y por ello corresponden normalmente a la serie de Sikorsky S-61.

Transporte de pasajeros

El único área en que el helicóptero civil no había hecho ningún progreso significativo desde principios de la década de 1960 fue en el transporte de pasajeros.

Existieron, indudablemente, algunos intentos importantes principalmente en los Estados Unidos, de establecer una aerolínea de helicópteros para el transporte de pasajeros y estas inquietudes consiguieron algunos éxitos restringidos. Las rutas de vuelo proporcionaban enlaces directos entre los principales aeropuertos de la zona servida —Los Angeles, San Fran-

cisco, Chicago y Nueva York— y los suburbios respectivos.

El éxito obtenido fue restringido por el hecho de que, aun cuando los propios helicópteros adaptados al transporte militar eran técnicamente capaces de proveer los servicios, el aspecto de su explotación económica era tal que exigía medidas de subsidio del estado. Habían existido algunas pocas excepciones aisladas, pero la mayoría de ellas se vieron obligadas a desaparecer por razones económicas.

En Europa un servicio de líneas aéreas de helicópteros centralizado en Bruselas y operado por SABENA, las aerolíneas belgas, se vio forzado a interrumpir sus servicios, pero un servicio de British Airways, entre Cornwall y las islas Scilly ha permanecido en actividad.

El helicóptero de pequeñas dimensiones tampoco consiguió prevalecer como un medio de transporte efectivo para el hombre de la calle. En realidad, alrededor de 1960 el sueño de la máquina de volar propia aparcada en el jardín trasero de la vivienda para cubrir masivas necesidades privadas se dejó completamente de lado. Sin embargo, todavía se creía que la capacidad exclusiva del helicóptero de despegar y aterrizar verticalmente permitiría el transporte de ejecutivos y el trabajo de taxi aéreo como una adición fundamental a la amplia ga-

La futurística visión de los helicópteros aparcados en el jardín trasero de la vivienda y empleados masivamente como transportes particulares no se ha visto culminada debido a los altos costos que comporta el mantenimiento de uno de estos aparatos. En cambio, el helicóptero se ha convertido en vehículo usual en el transporte ejecutivo y en las tareas de taxi aéreo.

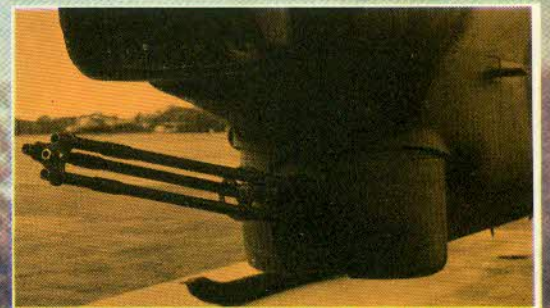
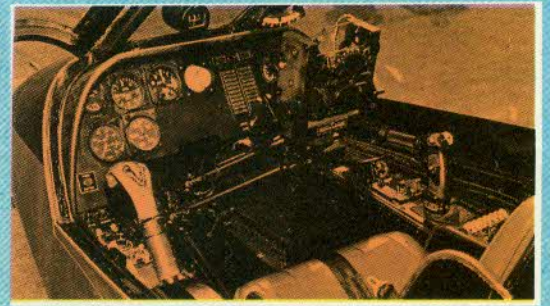


Los más avanzados helicópteros de apoyo adoptan aviónica de nueva generación, blindaje para protección de los tripulantes, y algunos de ellos, dos motores, en previsión de que la planta motriz resulte alcanzada en combate y gozar así de mayor seguridad de funcionamiento.

El helicóptero de combate Bell Huey Cobra, disparando uno de los cohetes montados en sus alas. La cabina delantera (detalle) es utilizada por el segundo piloto que cumple funciones de observador y artillero. En la fotografía de detalle se muestra la ametralladora de tiro rápido montada en una torreta de control remoto.

ma de aplicaciones reveladas por el helicóptero. Uno de los primeros helicópteros desarrollado específicamente para el papel de taxi aéreo fue el Bell 47J, denominado Ranger. No era un diseño nuevo sino una adaptación del modelo anterior, el 47G, del que había utiliza-

do todos sus componentes dinámicos. En otras palabras, era el 47G en lo que se refería a todos sus mecanismos de rotación pero contaba con una cabina de nuevo diseño con capacidad para cuatro plazas en vez del tipo anterior, consistente en una burbuja de material plásti-



co con capacidad para tres personas, incluyendo el asiento del piloto. La capacidad fue conservada en el 47J para acomodar a los tres pasajeros, pero la cabina se extendió frontalmente a fin de proporcionar el espacio suficiente para un cuarto asiento, el correspondiente al

piloto. El fuselaje era más aerodinámico con una estructura resistente en vez de la estructura abierta de acero tubular característica del 47G.

Con estas valiosas mejoras, el 47J Ranger era capaz de alcanzar velocidades ligeramente

El Boeing Vertol CH-113 Labrador fue entregado a la Royal Canadian Air Force en 1963/64, que lo empleó en misiones de búsqueda y salvamento.



El CH-47 Chinook fue un desarrollo del Boeing Vertol Model 107. El CH-47 es una versión alargada del 107, capaz para albergar entre 33 y 44 soldados totalmente equipados. A pesar de las limitaciones impuestas por su diseño, en una ocasión excepcional, un Chinook evacuó, en un solo vuelo, a no menos de 147 refugiados vietnamitas con sus pertrechos.



mayores hasta un máximo de 169 km/hora y el tipo fue utilizado en gran escala para el transporte de pasajeros. En contraste con estas características, sin embargo, los aeroplanos de alas fijas ligeros contemporáneos con un peso y tamaño equivalentes podían ofrecer aproximadamente el doble de velocidad y un gasto tres veces menor al necesario por el helicópte-

ro, por lo que este último, nuevamente, operaba en un área muy restringida. En la misma época, algo más de 100 helicópteros del tipo prestaban servicios de transporte en distintas compañías y, en la mayoría de los casos, eran requeridos para llevar a cabo tareas altamente especializadas que prácticamente eran imposibles de realizar con aeroplanos de alas fijas.



En marzo de 1966, Lockheed desarrolló un helicóptero armado conocido como AH-56A Cheyenne. Clasificado como helicóptero compuesto o mixto, incorporaba una pequeña ala cantilever de implantación baja, y desarrollaba una velocidad máxima horizontal de 393 km/h.

Esta situación se alteró fundamentalmente con la introducción del pequeño motor a turbina, un subproducto del concurso de diseño norteamericano LOH, anteriormente mencionado.

Los primeros motores a turbina utilizados para la propulsión de helicópteros producían aproximadamente 1.000 hp. Inicialmente se empleaban dos tipos: el General Electric T-58 con una potencia promedio que oscilaba entre 900 hp y 1.100 hp, y el Lycoming T53 con una capacidad de entre 900 hp y 1.100 hp. Los dos eran motores de turbina con ejes libres; estas dos plantas motrices dieron origen al desarrollo de helicópteros tales como la serie de Bell UH-1A Iroquois, un helicóptero de diez plazas, tipo MTR, y de 3.856 kg. de peso total; el Kam H-43B, un aparato TIR de tamaño semejante; y, con una instalación de turbinas gemelas, el Vertol 107 TTR de 25 plazas, para transporte de pasajeros y la serie de Sikorsky S-61 de 28 plazas. Todos estos tipos ya prestaban servicios en 1960.

Aun cuando las turbinas de 1.000 hp eran consideradas muy pequeñas por los parámetros contemporáneos referidos a los aeroplanos de alas fijas, eran en verdad muy grandes para ser utilizadas en los aparatos de cuatro o cinco plazas dentro de una categoría de 1.300 kg. o 1.400 kg. de peso total.

La compañía francesa Turboméca estaba desarrollando un tipo de turbinas más pequeñas, de ejes fijos, que producían alrededor de 400 hp, pero fue la unidad de eje libre Allison T63, diseñada específicamente para el proyecto LOH del ejército de los Estados Unidos, la que significó un adelanto sensacional en la

materia. Contaba con un rodete de propulsión a turbina cuyo tamaño no era mayor que una lata de aceite de dos litros pero que producía, en su velocidad óptima, 250 hp.

Los tres finalistas del concurso LOH, el Bell OH-4A, el Hiller OH-5A y el Hughes OH-6A, emplearon esta turbina Allison T63.

El ganador fue el Hughes OH-6A, un aparato cuatriplaza con un peso total de 1.089 kg. y una velocidad máxima de alrededor de 241 km/hora cuya producción en masa se inició inmediatamente.

De los otros dos, la Bell desarrolló su prototipo OH-4A que había sido construido para mejorar la pureza aerodinámica estándar como un elemento más del concurso de diseño y este prototipo se convirtió en el 206A Jet Ranger. Una versión más depurada del Jet Ranger constituye hoy el soporte de las flotillas de helicópteros diurnos para ejecutivos.

La velocidad adicional aportada por el motor de turbina resultaba suficiente para hacer que valiera la pena ampliar la operatividad de los helicópteros de transporte hasta cubrir un área interesante a los eventuales usuarios. Contra el fuerte viento frontal, los primeros helicópteros que alcanzaban una velocidad de 160 km/hora con frecuencia no eran más rápidos que un buen automóvil convencional de paseo. Los 80 km. extra obtenidos con el helicóptero a turbina lo colocó en una excelente posición para enfrentarse con los vientos más duros.

Más tarde, Hughes produjo una versión civil, conocida con la denominación de Hughes 500, de la propia compañía ganadora del concurso de motores a turbina.

Vietnam y sus consecuencias

Cuando estalló la guerra de Vietnam, las fuerzas armadas norteamericanas se habían reorientado en la dirección de la nueva estrategia militar resultante de la movilidad del helicóptero. Estaban equipadas parcialmente con una variedad de helicópteros ligeros, medianos y pesados de transporte, todos ellos propulsados mediante turbinas y dispuestos a llevar a la práctica sus nuevas tácticas.

La estrategia encontró un rápido éxito en las acciones emprendidas hasta tal punto que algunos historiadores han apodado a la guerra de Vietnam como "La Guerra del Helicóptero". El hecho de que el resultado final de la contienda no haya conllevado una victoria militar convencional para las nuevas tácticas no se debió a ningún fallo de los helicópteros.

El resultado de los éxitos iniciales obtenidos con el servicio activo de los helicópteros produjo como efecto instantáneo una rápida expansión de la industria norteamericana dedicada a su producción.

Helicópteros de todo tipo eran solicitados por millares; en un momento, la Bell tenía una de las industrias de aeroplanos Beechcraft casi exclusivamente dedicada a la producción de fuselajes y otros complementos, subcontratada por las fuertes demandas militares de que era objeto.

La experiencia obtenida en Vietnam tuvo asimismo un efecto correspondiente en otros países cuando los estrategas militares comenzaron a emular la primacía norteamericana. La idea de un ejército que entrara en acción sin el apoyo de helicópteros se convirtió en algo absurdo y pasado de moda.

Los progresos realizados durante la década siguiente y los años 70 fueron principalmente una cuestión de cuantía. Por ejemplo, el UH-1A Iroquois, diseñado por Bell como el 204, originariamente entró en servicio justo antes de 1960 como un helicóptero utilitario de diez

plazas propulsado por una turbina Lycoming T53-L-11 de 1.100 hp. Su peso total era de 3.865 kg., el diámetro del rotor era de 13,41 m. y la carga disponible de 1.805 kg. A lo largo de los años, se produjeron quince variantes de este diseño, produciéndose alrededor de 10.000 helicópteros de esta única serie.

El último derivado, el 214 de la Bell, tiene un peso máximo total de 7.258 kg. y una capacidad de despegue con cargas externas de más de 3.629 kg. El diámetro del rotor ha aumentado a 15,24 m. y el motor es una turbina Lycoming T55-08D de 2.930 hp que se reduce hasta 2.050 hp para las operaciones normales a nivel del mar. Esto conduce a una sustancial reserva de potencia aprovechable en las operaciones que realiza a mayor altura, conservando su capacidad operativa a nivel del mar hasta alcanzar una altura de 6.000 m.

Otra variante corriente de la serie, el Bell 212 de quince plazas, tiene una instalación biturbina para aumentar la seguridad del aparato. En este caso, el motor es el Canadian Pratt & Whitney PT6T-3, de 1.800 hp totales, con dos turbinas acopladas cada una de las cuales puede conservar el nivel de vuelo en el caso de que la otra falle. El diámetro del rotor del 212 es ligeramente menor que el correspondiente al 214, con 14,69 m. y su peso total es de 5.080 kg.

Uno de los indicadores de la extensión de este progreso puede ser calibrado a partir del hecho de que la turbina Lycoming T55 en el modelo 214 es la misma planta motriz básica empleada en una instalación gemela para propulsar el helicóptero Boeing Vertol CH-47 Chinook de 15 toneladas. El propio Chinook es otro ejemplo típico del grado de avance conseguido durante la década de la guerra de Vietnam. El primer prototipo hizo su debut en el año 1961 como helicóptero de transporte militar TTR de 14.969 kg. de peso total. Era propulsado por dos turbinas Lycoming



Otro avanzado concepto lo constituye el sistema de rotor rígido del Westland Lynx.

T55-L-7 de 2.650 hp cada una y contaba con una capacidad de carga disponible de 6.804 kg.

Fue el primer gran helicóptero en el que la puerta de almacenaje trasera se abría hacia abajo de forma tal que constituía una rampa de acceso para vehículos de ruedas y remolques dentro de la cabina, que contaba con 9,14 metros de longitud. El diámetro de los dos roto-

res en tándem era de 17,98 m.

En el último Chinook, el 234, CH-47C, el peso total máximo ha aumentado a 22.680 kg. y su capacidad de carga es de más de 11.340 kg. El diámetro del rotor ha permanecido sin variantes esenciales, pero los sistemas y la transmisión han sido reformadas y reforzadas, a fin de resistir el poder de salida considerablemen-

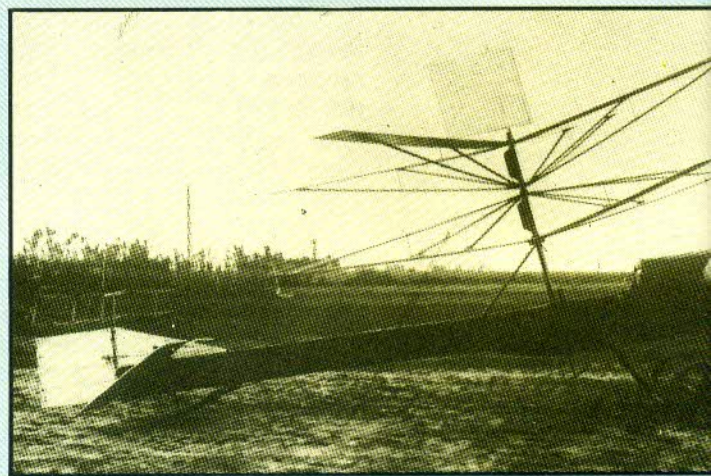


El último exponente de la serie Bell Iroquois, conocido afectuosamente por cientos de pilotos como "Huey", es el 214.

El Mil Mi-8 (apodado Hip por la OTAN) es un helicóptero de cometidos generales, transporte comercial, y en su variante militar es empleado como helicóptero de asalto. El de la foto, es un ejemplar civil en servicio con Aeroflot.







Tres tipos diferentes de giraviones. En el recuadro superior, un Bell Model 47, que sirve en el ejército británico bajo la denominación de Sioux. En el recuadro inferior, uno de los primeros autogiros, con palas de rotación libre. En la foto principal, un Boeing Vertol Chinook que, aparte de resultar inapreciable en tareas de abastecimiento, como en la foto, durante la guerra de Vietnam rescató más de 6,000 aviones norteamericanos estrellados, averiados o derribados, devolviéndolos a las bases de reparación.



te mayor de las turbinas Lycoming TRR-L-11C. Cada una de ellas está calibrada a un máximo de 3.750 hp, con una reserva de emergencia, para cada uno, de hasta 4.500 hp.

Asimismo, la Boeing Vertol y la Piasecki Helicopter Corporation (a la que absorbió) han fabricado más de 2.500 helicópteros de rotores en tándem.

La Sikorsky Aircraft, que también se transformó gradualmente, dedicándose a la fabricación de helicópteros más grandes, ha tenido una enorme producción aunque no dentro del diseño de rotores en tándem. Esta compañía fue la impulsora originaria del helicóptero "boat-hulled" con su serie S-61 y consecuentemente se ha ocupado principalmente de la fabricación de aparatos preparados para operaciones marítimas. Una de las últimas versiones del S-61, conocida como el SH-3D Sea King, se halla cumpliendo servicios con numerosos navíos para operaciones antisubmarinas y de rescate aire-mar.

Una de sus más notorias aplicaciones ha sido el rescate de los astronautas norteamericanos cuando la cápsula que los traía de regreso a la Tierra amerizaba en el océano.

El Sea King se fabrica bajo licencia en varios países. En Inglaterra se encarga de este modelo la Westland Aircraft. Esta versión tiene un peso total de 9.525 kg. Su capacidad de carga es de 2.350 kg. El motor es propulsado por turbinas gemelas Rolls-Royce Gnome H.1400-1, de 1.630 hp cada una, con un rotor de 18 m. de diámetro y cinco palas.

Las turbinas Gnome provienen de las turbinas General Electric T.58 que son las que utiliza la versión norteamericana del aparato. Además de los sistemas de navegación todo-tiempo, el equipo del Sea King puede llevar consigo un aparato de detección sonar, cuatro torpedos y cuatro cargas de profundidad. Su tripulación es de cuatro miembros.

En el otro extremo de la escala, la guerra del helicóptero en Vietnam puso en escena miles de helicópteros ligeros de observación. Primero, los Hughes OH-6A Cayuse y, más adelante, el Bell OH-58A Kiowa, derivado del originario OH-4A que fue el pionero de los Jet Ranger civiles de cinco plazas.

La última variante de los Jet Ranger de la Bell, conocido como el Long Ranger, tiene una cabina de pasajeros que es 0,61 m. más larga que la del Jet Ranger proporcionando el espacio suficiente para dos plazas extra. El rotor tiene un diámetro que es 1,12 m. más grande y el motor, una turbina Allison 250-C20B, cuenta con una potencia continua de 370 hp frente a los 270 hp de su predecesor.

El peso total del Long Ranger de siete plazas es de más de 1.814 kg. mientras que el peso total del Jet Ranger es de 1.452 kg.

Estos dos tipos se encuentran en plena producción.

Helicópteros armados

El helicóptero armado es otro concepto significativo más, surgido de la implantación en Vietnam de la nueva estrategia militar. Este concepto está relacionado con un helicóptero mucho más veloz y poderosamente armado que podía proporcionar un apoyo directo y una protección cercana a las tropas aerotransportadas y a las formaciones de abastecimiento que operaban en todos los frentes de combate.

Los comandantes norteamericanos responsables de esta área comprendieron que el apoyo aéreo que podían proporcionar los escuadrones de cazas de combate de alas fijas resultaba con frecuencia muy difícil y poco flexible como para dar resultados efectivos según los particularísimos requerimientos de la zona en que se desarrollaba la contienda. De este modo, surgió la idea del helicóptero armado, y el



Versión militar del MBB Bo 105
y (detalle) cabina del piloto.



El último helicóptero biturbina Agusta A-109 y detalle de la cabina.

mejor ejemplo de ello lo constituye probablemente el Bell AH-1 Huey-Cobra. Este diseño emplea todos los componentes dinámicos del último helicóptero utilitario Bell UH-1 en un fuselaje delgado, aerodinámico, que le permite desarrollar una velocidad de 354 km/hora. Su tripulación es de dos hombres, el piloto y el observador-artillero, y puede armarse con toda una serie de misiles, cohetes, ametralladoras de tiro rápido y otro tipo de armamento. Este aparato ya se hallaba en producción antes del estallido de la guerra de Vietnam y durante el servicio activo demostró ser extremadamente efectivo.

Una vez finalizada la guerra de Vietnam, la atención se volcó hacia las aplicaciones civiles del aparato y la tendencia normal más significativa fue el diseño de helicópteros ligeros y medianos con turbinas gemelas capaces de operar en condiciones absolutas de IFR, Instrument Flight Rules, Reglas de Vuelo por Instrumentos.

Esta situación determinó el desarrollo de una instrumentación especializada, autoestabilizadores y ayudas a la navegación, etcétera, como resultado de lo cual se inició la producción de sofisticados helicópteros de transporte, como el Messerschmitt-Bölkow-Blohm (MBB) BO 105 de Alemania Occidental; el Agusta A.109 italiano de ocho plazas o el Bell 222 norteamericano de diez asientos. La fiabilidad de los motores gemelos, común a los tres tipos, resulta esencial para cubrir los requerimientos de la operación IFR en las zonas de control del tráfico aéreo y, asimismo, para volar dentro de los helipuertos localizados en los centros de áreas muy populosas.

Los tres siguen la clásica configuración MTR y son capaces de desarrollar velocidades de 240 km/hora e incluso mayores.

Mil V-12

Un helicóptero que merece una especial atención por ser el más grande del mundo es el helicóptero soviético de transporte pesado V-12,

diseñado por la agencia Mil. En la década de 1960, Mikhail Mil fabricó lo que luego sería el helicóptero más grande del mundo, designado con la nomenclatura de Mi-6. Era un aparato MTR convencional con un diámetro de rotor de 35 m. y propulsado por turbinas gemelas TV-2BM que proporcionaban 5.500 hp cada una. Su peso total era de aproximadamente 40.642 kg., casi el doble de su rival más próximo.

El tamaño del V-12 es el doble que el del Mi-6, y se configuró combinando dos rotores Mi-6, cada uno de ellos con aporte de potencia de sus dos turbinas, en una configuración gigantesca de Rotor Gemelo Lado con Lado (TSR).

Los rotores con sus motores están montados en los extremos de dos soportes salientes e inversamente ahusados, a través de cuyos ejes de transmisión se acoplan los dos pares de turbinas mediante una caja de engranajes común en el fuselaje. De este modo, en caso de fallo mecánico, la potencia puede ser transferida de uno a otro lado sin alteración del vuelo. El compartimiento de carga tiene 29,43 m. de longitud y 4,27 de altura y anchura. Estas medidas son coincidentes con las dimensiones del avión de transporte de mercancías Antonov An-22 por lo que es de suponer que el helicóptero pretende transportar el mismo tipo de carga. Su capacidad de despegue es superior a los 40.642 kg.

Justamente en el otro extremo de esta escala de dimensiones, debe mencionarse los numerosos intentos recientes por revitalizar el autogiro, normalmente diseñados bajo la modalidad de aparatos ultraligeros y monoplazas que, esencialmente, se utilizan en cometidos deportivos. En este campo se han conseguido algunos progresos aunque no sin antes resolver algunos inconvenientes. La popularidad de estos diminutos rotoplanos ha sido bastante irregular.

No existe ninguna razón por la que el autogiro no pueda ser desarrollado según un promedio comparable al que ha obtenido en la

actualidad su hermano, el helicóptero. Sin embargo, jamás será capaz de volar en sustentación y ha sido precisamente esta facilidad de la que el helicóptero ha obtenido su superioridad operativa. Para alcanzar el nivel de desarrollo actual han debido emplearse enormes sumas de dinero. Los millones de horas de vuelo acumuladas por las decenas de miles de helicópteros durante sus operaciones ordinarias han proporcionado un conocimiento tal que ha elevado la ingeniería vinculada al diseño y fabricación de helicópteros a un estatus

de paridad científica al alcanzado por sus colegas empeñados en el estudio de los aeroplanos de alas fijas.

Es de esperar que los siguientes refinamientos de diseño se ocupen de acrecentar la fiabilidad y el confort de los aparatos. Los sistemas de rotores rígidos como los empleados en el nuevo Westland Lynx y el MMB BO 105 son ejemplos de ello, como lo es también el nuevo sistema de suspensión por brazo nodal introducido por la Bell con el objeto de reducir los efectos de la inevitable vibración. Una ventaja

El OH-58 Kiowa es un derivado militar del Bell Model 206 Jet Ranger. El Kiowa es básicamente igual al Jet Ranger, pero el diámetro del rotor pasa a ser de 10,77 m., e incorpora una nueva disposición interior y electrónica y aviónica mejoradas.



más es el aumento de la velocidad de crucero. La utilización de materiales "exóticos" también aumentará, sin duda. En las primeras épocas, las palas del rotor estaban fabricadas alrededor de un larguero tubular con costillas y larguerillos de madera y, con recubrimiento en tela. Hoy, se utilizan largueros de aleaciones pretensadas que también incluyen acero y materiales plásticos con fibras de vidrio. En ciertos componentes de la cabeza del rotor, el titanio comienza a sustituir el acero inoxidable y en este mismo sentido de sustitución

y renovación se halla empeñada la industria aérea.

Con sus sofisticados sistemas actuales y, especialmente, con sus requerimientos de una ingeniería especializada y con un elevado grado de precisión, el helicóptero es probablemente uno de los más caros medios de transporte inventados por el hombre. Su mayor ventaja es la de que, en su esfera exclusiva, es también uno de los medios de transporte más efectivos.



Página siguiente:

El Sikorsky S-64 Skycrane (grúa aérea), recibe la denominación militar de CH-54 Tarche. Con una tripulación de tres miembros, puede cargar unos contenedores de carga denominados Universal Military Pods. Estos contenedores pueden llevar desde 45 soldados con su equipo, 24 camillas, puestos de mando, hospitales móviles y centros de comunicaciones. En cometidos civiles, carga desde transformadores eléctricos hasta viviendas prefabricadas. El 12 de abril de 1972, uno de estos aparatos levantó 15 toneladas hasta una altura de 3.307 metros.



AVIACION MILITAR

Diseño de la cabeza del rotor

El corazón de todo giravión sea cual fuese su configuración, se encuentra en el centro de la cabeza del rotor. A través de la geometría de este montaje mecánico rotativo, toda la potencia y las principales funciones de control pasan al sistema del rotor mientras que de regreso de él, de acuerdo con el diseño, proviene la principal respuesta a los efectos aerodinámicos.

Todos los principios básicos de la aerodinámica se aplican igualmente a cada pala del sistema de rotor; sin embargo, debe añadirse la complejidad del efecto debido a los movimientos más complejos de las palas respecto del fuselaje. Durante el vuelo estacionario cada pala genera una sustentación constante, proporcional al cuadrado de su propia velocidad de rotación a lo largo de su ciclo de 360° . Tan pronto como el aparato comienza a desplazarse horizontalmente, cada pala produce una sustentación proporcional al cuadrado de su velocidad de rotación más la velocidad horizontal cuando se encuentra en uno de los lados del rotor y menos la velocidad horizontal cuando pasa girando por el lado opuesto. Estos dos lados son denominados los sectores de avance y retroceso del disco del rotor.

La asimetría de sustentación entre los sectores de avance y de retroceso, que obviamente provocaría una inestabilidad lateral, es compensada en la mayoría de los diseños de cabezas de rotor mediante la inclusión de una articulación de aleteo sobre el eje, dentro de la fijación de la base de la pala. Esto permite que la pala aletee hacia arriba en respuesta al incremento de sustentación a medida que soporta la influencia del flujo de velocidad incrementada en el sector de avance.

Este movimiento hacia arriba reduce el ángulo de ataque de la pala y, consecuentemente, la sustentación. Ocurre la situación inversa cuando gira el rotor hacia el sector de retroceso y entonces vuelve a efectuar un movimiento hacia abajo como respuesta a la menor velocidad del aire, compensando de este modo el ángulo de ataque y la sustentación.

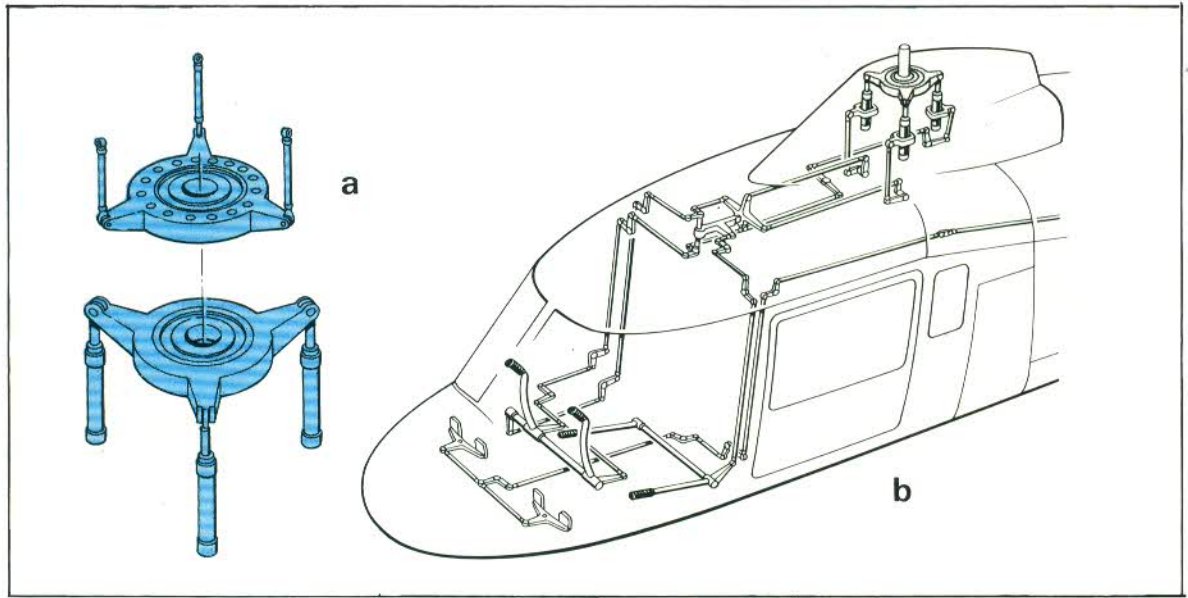
De este modo, la sustentación de las palas se iguala automáticamente entre los dos lados del disco. En los originarios autogiros la Cierva se utilizaban cojinetes planos de acero para las articulaciones de aleteo. Más tarde, fueron sustituidos por cojinetes de bolas, mientras que, en los últimos diseños de helicópteros se utilizaban cojinetes elastoméricos que no ne-



Un Westland Lynx atacando un buque con misiles Sea Skua. Tras ser lanzado en caída libre, el misil se enciende y vuela a alta velocidad subsónica a ras de las olas, alcanzado finalmente el objetivo. Las imposiciones del dibujo han acortado sensiblemente la distancia de ataque. De hecho, el Sea Skua puede ser lanzado a una distancia tal del objetivo que el Lynx permanece inmune a los disparos antiaéreos del buque atacado.

cesitan lubricación. El efecto equivalente en los así llamados helicópteros de rotor rígido se consigue mediante una sección flexible en la raíz del larguero de la propia pala.

una transmisión universal e inclinándola mediante un mecanismo conectado a los controles del piloto o bien incorporando una placa inclinable montada en un engranaje universal



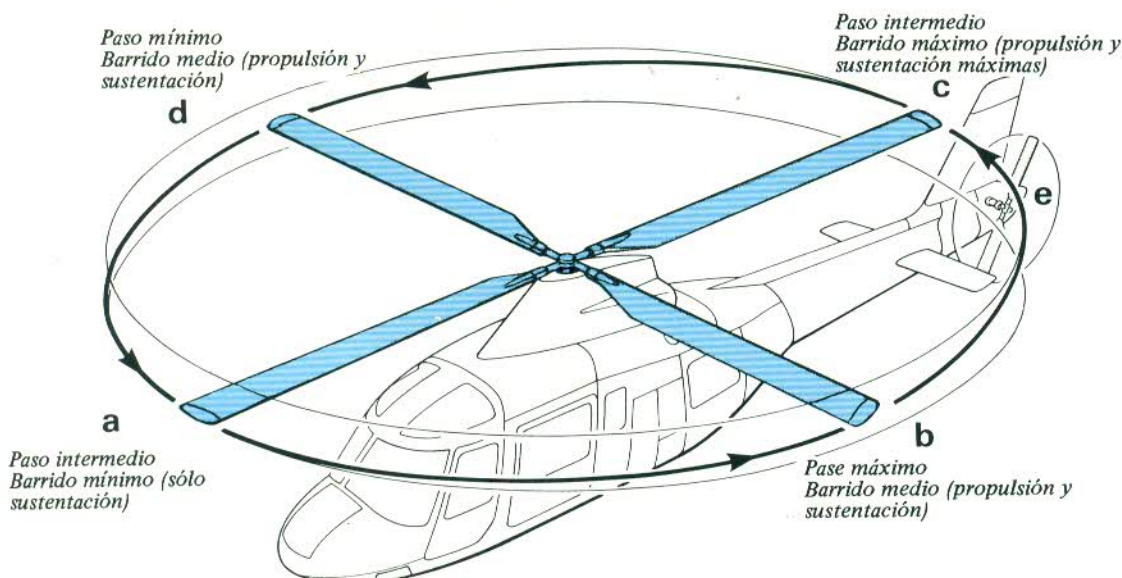
Sistema de mando de un helicóptero
a: plato oscilante
b: sistema de transmisión de mandos
del Augusta A109

La compensación de la sustentación sobre el área de barrido también se consigue con el sistema de mando del rotor. Durante el vuelo, las palas se mantienen en posición entre los efectos de sustentación y la fuerza centrífuga, siendo esta última aproximadamente cinco o seis veces mayor que el efecto de sustentación. La sustentación total del rotor actúa a través de un punto en el centro de cabeza y el control de altura se efectúa mediante la inclinación del rotor, de modo que su vector de sustentación se aparte de la vertical, permaneciendo perpendicular respecto al plano de rotación de las palas. Por tanto el helicóptero se inclina con el rotor y comienza a moverse en la dirección de la inclinación.

La inclinación del rotor para maniobrar se consigue también montando la cabeza sobre

bajo el cubo y conectada asimismo con los controles del piloto. En este caso, los cojinetes de paso variable (para permitir una libertad de torsión en las palas respecto de sus ejes longitudinales) están ajustados en las bases de las palas y unas varillas de conexión vinculan la placa inclinable a los brazos de control en las palas.

En el caso la cabeza inclinable, como en los primeros autogiros, una inclinación frontal de la cabeza ejercida por el piloto mediante sus controles reduce el ángulo de paso de la pala que avanza con respecto al fuselaje porque inclina el eje articulado de aleteo. Al mismo tiempo, la misma inclinación de la cabeza aumenta el ángulo de paso de la pala que retrocede. Por tanto una inclinación frontal del rotor viene seguida de una inclinación frontal



Rotación de las palas de un helicóptero en vuelo horizontal.
a: Pala en posición frontal
b: Pala en movimiento, sentido contrario al de la marcha
c: Pala en reposo
d: Pala en movimiento, sentido de la marcha
e: Rotor de cola

de la cabeza, porque las palas están diseñadas para barrer cerca del fuselaje en el sector delantero del disco y separado de él en la zona discal trasera.

Por otra parte, la asimetría de la sustentación se modifica por la energía absorbida de manera semejante como control de inclinación porque la magnitud de la sustentación de la pala depende tanto del ángulo de paso como de la velocidad del aire.

Desde el momento en que la reducción del paso resultante de la inclinación frontal de la cabeza tiene su efecto en el sector discal de avance, y viceversa en el sector de retroceso, la pala que avanza pierde sustentación mientras la pala que retrocede gana sustentación como consecuencia de la inclinación de la cabeza.

El efecto de aleteo y el efecto de inclinación frontal, por tanto, trabajan en perfecta armonía compensar la sustentación de la pala en los sectores de avance y retroceso del rotor.

Aun cuando el cambio del ángulo de paso de la pala introducido por el control de la inclinación verdaderamente minimiza los movimientos de aleteo de las palas, las articulaciones de aleteo son, sin embargo, necesarias en la medida en que todavía se presenta algún aleteo residual que de otro modo conduciría a una indeseable fatiga o vibración en la raíz de la pala.

Ocurre lo mismo con el método alternativo que emplea la placa inclinable, que es conocido como el método de control cíclico del ángulo de paso.

Una inclinación hacia adelante de la placa determina que el brazo inclinable de la pala que conecta con las varillas sea presionado hacia abajo en el lado que avanza mientras, al mismo tiempo, sea tirado hacia arriba en el lado que retrocede. Esta situación reduce el ángulo de paso de cada pala con respecto a la cabeza cuando avanza y lo aumenta nuevamente cuando retrocede, ciñéndolo a su cojinete de paso variable.

En este caso, se acentúa el efecto ejercido sobre la inclinación del rotor. La variación cíclica del paso de la pala es del orden de los 10° , estableciendo un índice de posición de más 5° sobre el lado que retrocede hasta un índice de menos 5° en el sector que avanza.

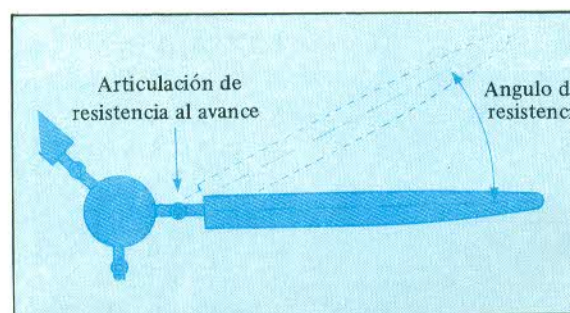
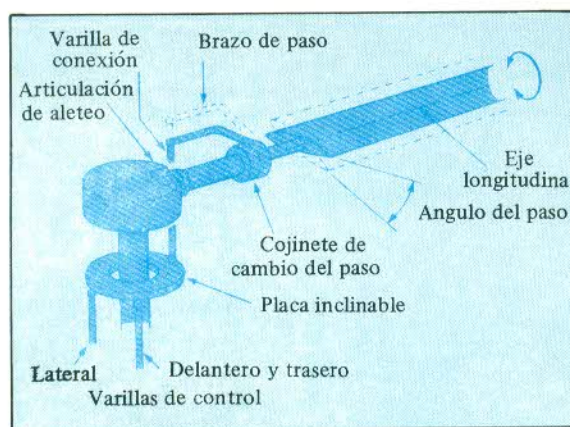
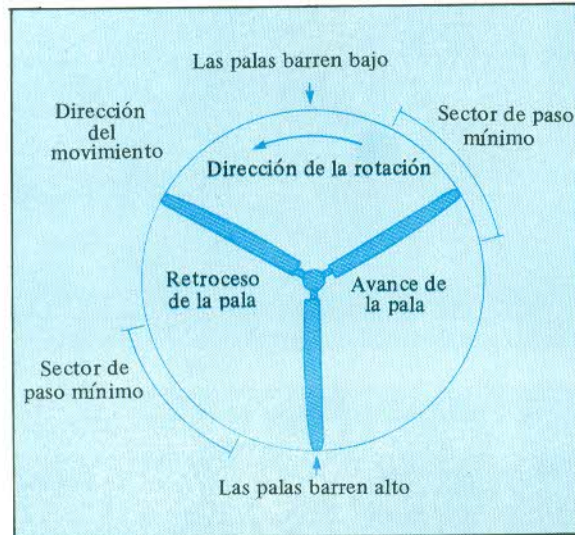
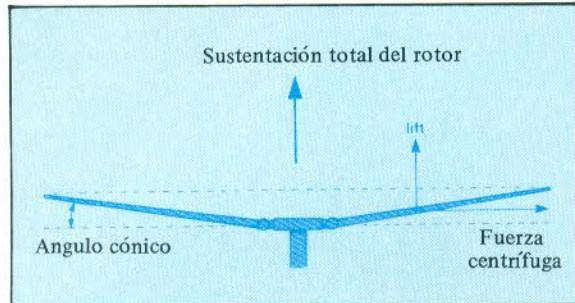
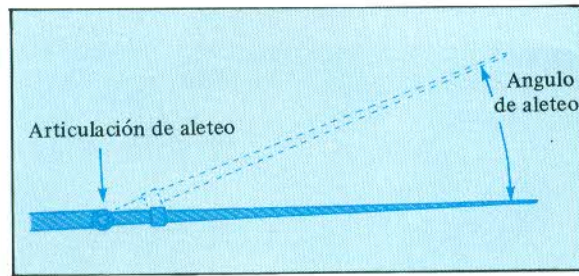
Los movimientos de control para inclinar tanto la placa como la cabeza montada en la transmisión universal se efectúa a través de un conjunto de cojinetes que rotan con la cabeza del rotor mientras que el mecanismo de mando está montado en la estructura del fuselaje.

La utilización de la placa inclinable permite también la introducción de lo que se conoce como control de paso colectivo. Su función primordial consiste en proveer control vertical durante el despegue y el aterrizaje. Superpuestos sobre el mecanismo cíclico de control del paso de la cabeza del rotor existe otro conjunto que permite que la propia placa suba o baje con independencia de su ángulo de inclinación. De este modo las varillas de conexión con los



A diferencia del Sikorsky SH-3 de la US Navy, de los que son un derivado, los Westland Sea King de la Royal Navy contienen una bodega táctica para operaciones ASW (Anti Submarine Warfare, lucha antisubmarina), con sus propios sensores y armas. De este modo pueden, en teoría, operar desde un buques mercantes. En la fotografía un Sea King HAS 1 del 706 Sqn sumerge su sonar para detectar un posible objetivo submarino.

El Bell 206 JetRanger, helicóptero de cinco plazas introducido comercialmente en 1967, se ha demostrado como uno de los más populares helicópteros propulsados por turbina. Capaz tanto para trabajos de construcción (como en la foto), o como transporte ejecutivo, también ha sido desarrollado en varias versiones militares. Utilizando una transmisión por haz nodalizado para interconectar la cabeza del rotor con el fuselaje, consigue reducir al máximo las vibraciones dentro de la cabina.



brazos de paso de las palas también pueden ser empujados hacia arriba o hacia abajo al unísono, ya sea para incrementar o reducir el ángulo de paso de todas las palas en forma simultánea.

Las articulaciones de control del motor aseguran que cuando las varillas de conexión mueven los brazos de paso de las palas hacia arriba, se aplique una mayor fuerza al eje de transmisión del rotor, y viceversa. Este control de potencia con frecuencia se introduce por medio de un mando de velocidad del motor, particularmente en los helicópteros propulsados por turbinas.

La escala del control de paso colectivo disponible en un helicóptero típico será desde 2° positivos (el paso autorotativo) hasta 14° positivos. Para el despegue, la palanca de paso colectivo normalmente se eleva a fin de proporcionar una disposición de aproximadamente 10° en las palas punto éste en el que el aparato emprenderá el vuelo sustentado. Para mantener el vuelo frontal, se aplica una continua inclinación hacia delante en el rotor mediante los controles: más altas velocidades se obtienen incrementando la potencia y el paso colectivo. En esta condición, las palas cambiarán continuamente su paso individual a un ritmo medio de casi ocho veces por segundo a medida que completan su ciclo de rotación.

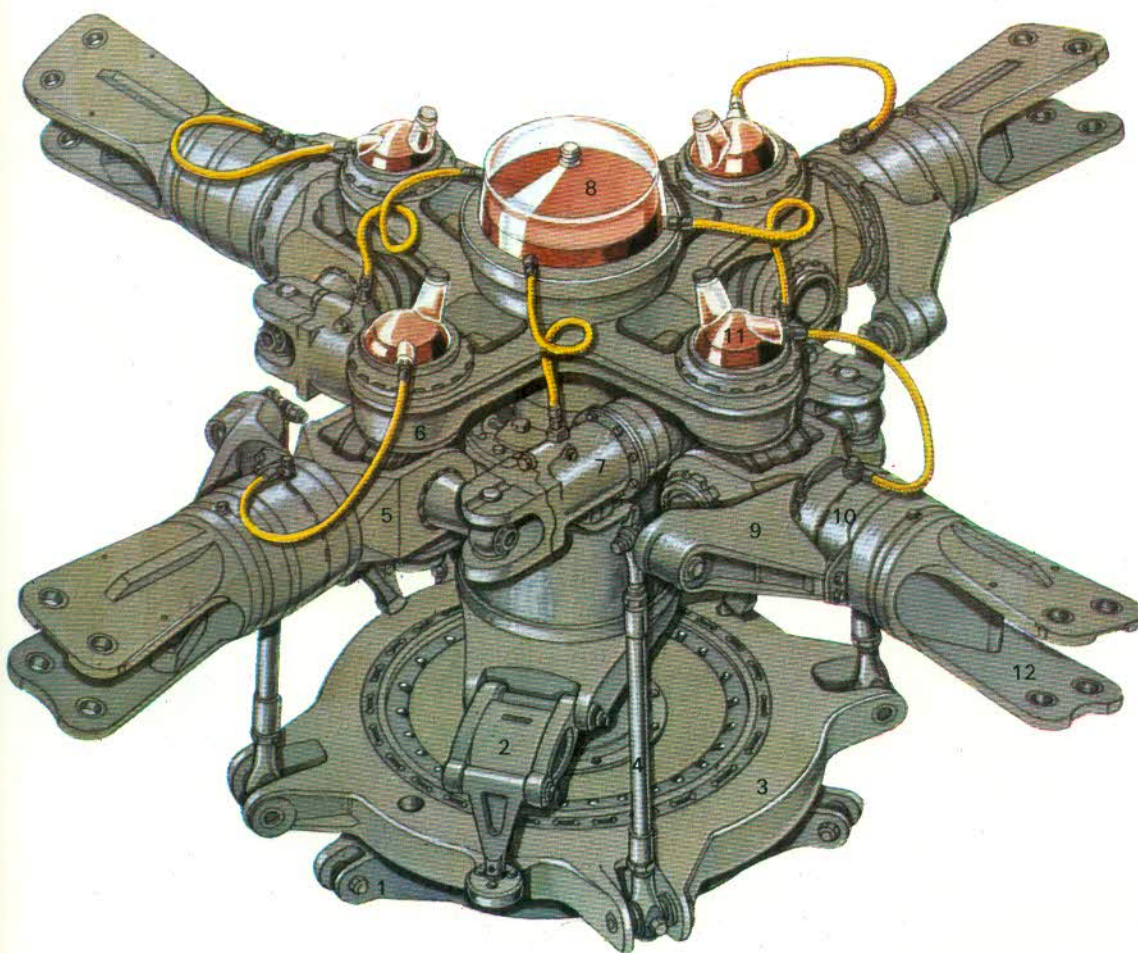
En la eventualidad de que se produzca un fallo en el motor, la actitud del piloto será la de reducir el paso colectivo a su valor ínfimo, situación esta en la que el helicóptero se convierte en un autogiro y descenderá suavemente con el rotor en autorotación.

En el propio autogiro, el paso de la pala se fija normalmente a 2° y el rotor no se inclina hacia adelante para proporcionar un empuje frontal, éste viene dado por la hélice convencional. Tanto en el helicóptero como en el autogiro, la inclinación lateral del rotor se utiliza para el control lateral y de giro.

La reducción de la sustentación de las palas, resultante de su movimiento de aleteo hacia arriba, está regulada por la reducción en el ángulo efectivo de ataque de las palas. La reducción de sustentación que sucede a la reducción del ángulo de paso de las palas representa un medio diferente de conseguir el mismo objeti-



El Aérospatiale/Westland SA.330 PUMA (cuya cabeza del rotor está esquematizada en la ilustración inferior), es ampliamente utilizado como transporte tanto en cometidos civiles como militares.



Cabeza del rotor de un Aérospatiale/Westland SA. 330 Puma, helicóptero de transporte táctico propulsado por dos motores a turbina. Los componentes son los siguientes:
 1: Plato oscilante inferior,
 2: Articulación en tijera,
 3: Plato oscilante superior,
 4: Varilla de conexión,
 5: Articulación de aleteo,
 6: Articulación de arrastre,
 7: Amortiguador hidráulico de la articulación de arrastre,
 8: Depósito del amortiguador hidráulico de la articulación de arrastre,
 9: Brazo de cambio de paso,
 10: Cojinete del cambio de paso,
 11: Depósito del lubricante del cojinete del cambio de paso,
 12: Fijación de la pala.

vo. La diferencia existente entre ángulo de paso y el de ataque se explica en el glosario.

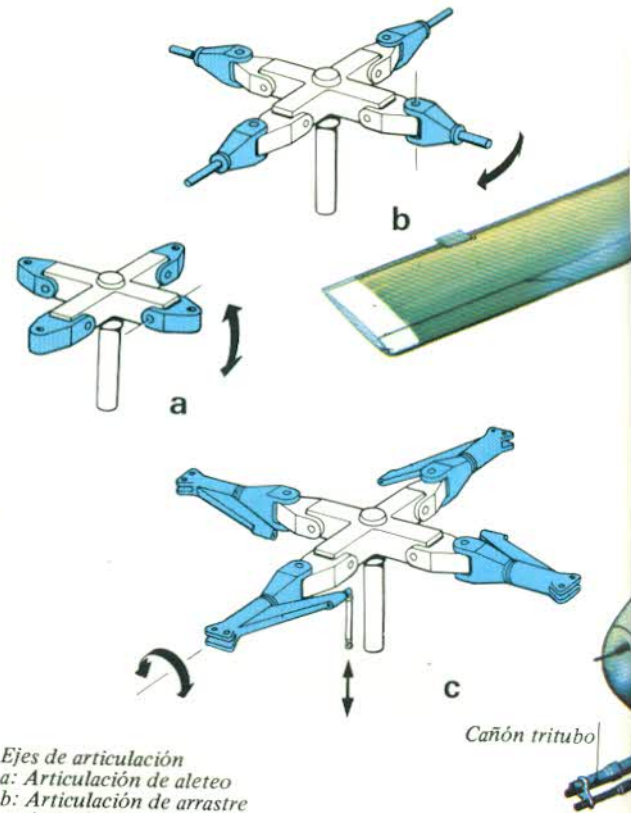
Existe todavía un grado más de libertad que puede permitirse a las palas en algunos diseños de cabeza de rotor. Este se consigue incorporando una articulación de resistencia al avance, también conocida como articulación de avance y retroceso, que permite un limitado movimiento de las palas, unas respecto de las otras, en el plano de rotación. Para una combinación de razones aerodinámicas y mecánicas, las palas tienden a aumentar su velocidad muy lentamente cuando pasan a través del sector discal de avance y luego reducen la velocidad cuando atraviesan el sector de retraso. Estas aceleraciones y desaceleraciones menores dentro del rotor podrían dar origen a vibraciones si no fuesen adecuadamente suprimidas.

Las articulaciones de resistencia al avance se sitúan normalmente entre las articulaciones de aleteo y los cojinetes variación del paso, pero en algunos casos las articulaciones de aleteo y de resistencia al avance son coincidentes. Algunos diseños prescinden de las articulaciones de resistencia al avance en favor de proporcionar una adecuada rigidez a los largueros de las palas.

Los rotores equipados con articulaciones de resistencia al avance y articulaciones de aleteo son conocidos como totalmente articulados, ya que la combinación de las dos constituye el equivalente de una transmisión universal.

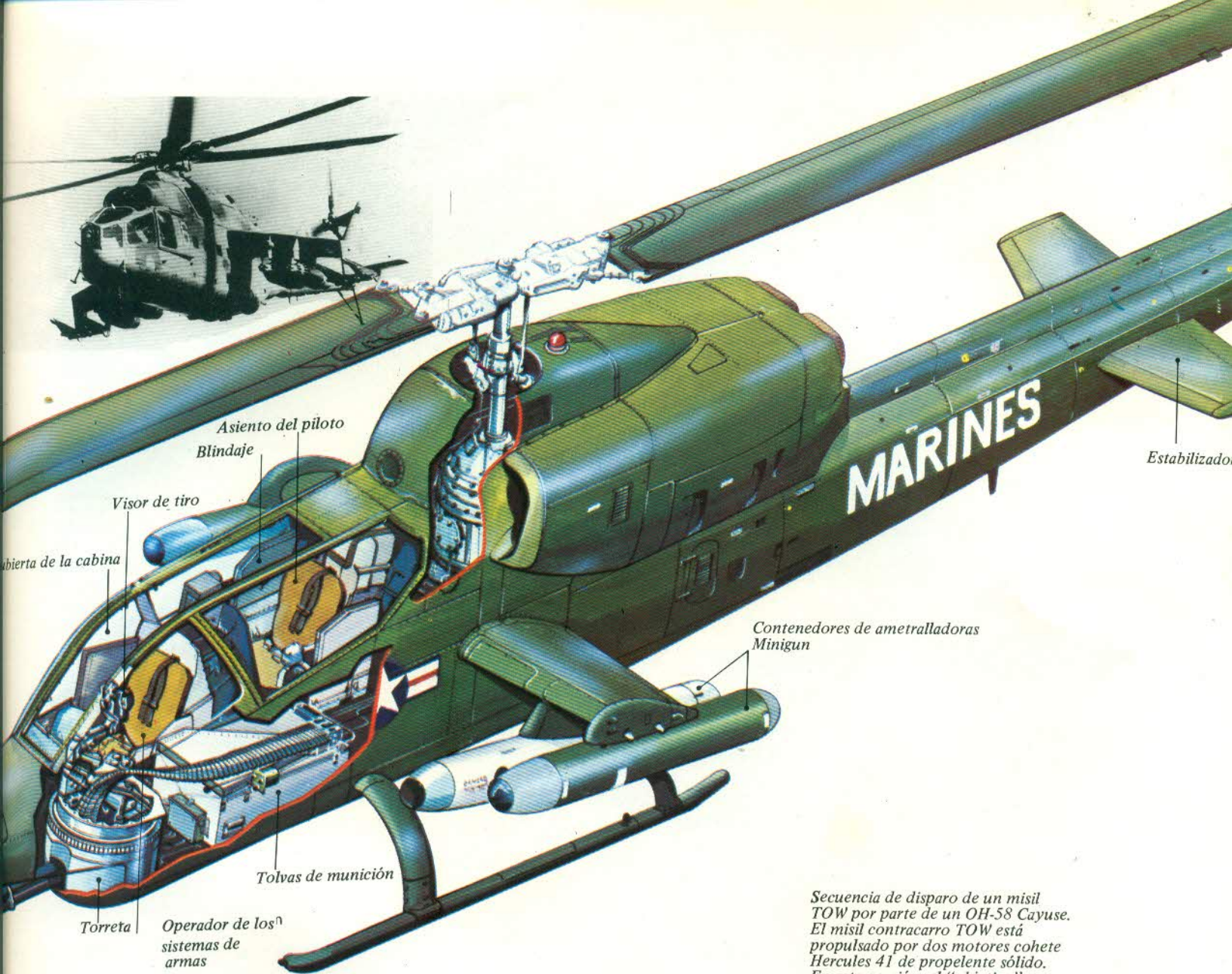
Los rotores que sólo llevan articulaciones de aleteo reciben el nombre de semi-articulados. La adición en los grandes helicópteros de servomandos operados hidráulicamente, no afectan necesariamente la geometría de la cabeza del rotor, aunque esto también puede conseguirse mediante otros refinamientos del diseño. Por ejemplo, si el eje de la articulación de aleteo está diseñado para permanecer fijo

en un ángulo de menos de 90° respecto del eje longitudinal de las palas, cuando la paleta aletea hacia arriba el movimiento también llevará consigo un elemento de reducción del paso. Los denominados helicópteros de rotor rígido, que sólo comprenden un número muy bajo de giraviones, serían mejor descritos como aparatos de rotor sin articulaciones. Operan en gran parte de acuerdo a los mismos principios, utilizando miembros flexibles en lugar de articulaciones, con el objeto de reducir su complejidad.



Ejes de articulación
a: Articulación de aleteo
b: Articulación de arrastre
c: Articulación del mando de paso





Secuencia de disparo de un misil TOW por parte de un OH-58 Cayuse. El misil contracarro TOW está propulsado por dos motores cohete Hercules 41 de propelente sólido. En esta ocasión, el "objetivo" es un carro de combate también americano M-24 Chaffee.



Un Bell-47 especialmente modificado para tareas de fumigación, volando en rasante sobre los cultivos.



Tablas de datos técnicos

ESPECIFICACIONES BASICAS DE LOS MODELOS MAS CARACTERISTICOS APARECIDOS A LO LARGO DE LA OBRA

AVION	TIPO	ENVERGADURA	LONGITUD	ALTURA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDAD MAXIMA
de Havilland Tiger Moth	entrenador primario biplaza	8,94 m.	7,29 m.	2,68 m.	un motor de Havilland Gypsy Major IA de 130 hp.	748 kg.	175 km/hora
Taylor Monoplane	monoplano ligero monoplaza	6,40 m.	4,57 m.	1,47 m.	un motor JAP HA de 38 hp;	276 kg.	169 km/hora
EEA Biplane	biplano monoplaza de construcción casera	6,10 m.	5,18 m.	1,83 m.	un motor Continental HA de 38 hp.	522 kg.	201 km/hora
Bede BD-4	monoplano utilitario de construcción casera	7,77 m.	6,67 m.	1,89 m.	un motor Lycoming HA de 108 hp.	703 kg.	251 km/hora
Aerosport Rail	monoplano ligero de construcción casera	7,10 m.	4,80 m.	1,83 m.	dos motores Aerosport Rockwell HA de 33 hp.	322 kg.	153 km/hora
Pazmany PL-I	monoplano biplaza de construcción casera	8,53 m.	5,77 m.	2,64 m.	un motor Continental HA de 95 hp.	602 kg.	193 km/hora
Hidroavión Cessna 172	monoplano cuatriplaza	10,92 m.	8,23 m.	3,02 m.	un motor Lycoming HA de 150 hp.	1.007 kg.	174 km/hora
Cessna 310	monoplano de cinco o seis plazas	11,25 m.	8,92 m.	3,20 m.	dos motores Continental HA de 260 hp	2.4040 kg.	379 km/hora
Beech H18	monoplano de nueve u once plazas	15,14 m.	10,70 m.	2,84 m.	dos motores Pratt & Whitney RA de 450 hp.	4.490 kg.	379 km/hora

AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDA MAXIMA
Beech V35B Bonanza	monoplano de cuatro o seis plazas	10,20 m.	8,04 m.	2,31 m.	un motor Continental HA de 285 hp.	1.542 kg.	338 km/h
Piper Tri-Pacer	monoplano cuatriplaza	8,90 m.	6,28 m.	2,54 m.	un motor Lycoming HA de 160 hp.	908 kg.	226 km/h
Avions Pierre Robin DR 253 Régent	monoplano de cuatro o cinco plazas	8,72 m.	7,18 m.	2,38 m.	un motor Lycoming HA de 180 hp.	1.100 kg.	275 km/h
Beagle B 121 Pup-150	monoplano bi o triplaza	9,45 m.	6,93 m.	2,59 m.	un motor Lycoming HA de 150 hp.	725 kg.	246 km/h
Beagle B.206 Serie II	transporte ejecutivo de seis u ocho plazas	13,96 m.	10,26 m.	3,43 m.	dos motores Rolls Royce/Continental HA de 340 hp.	3.401 kg.	415 km/h
Airmark/Cassutt 111M	monoplano monoplaza de carreras	4,54 m.	4,88 m.	1,30 m.	un motor Rolls Royce/Continental HA de 95 hp.	376 kg.	333 km/h
Bensen B 8M Gyro-Copter	autogiro monoplaza de construcción casera	6,10 m.	3,45 m.	1,90 m.	un motor McCulloch HA de 72 hp.	227 kg.	137 km/h
Farrington (Air & Space) Modelo 18-A	autogiro ligero biplaza	10,67 m.	6,04 m.	2,82 m.	un motor Lycoming HA de 180 hp.	816 kg.	177 km/h
Lockheed U-2	monoplaza de reconocimiento estratégico	24,38 m.	15,11 m.	3,96 m.	un motor Pratt & Whitney TJ de 7.711 kg. de empuje	7.823 kg.	850 km/h
McDonnell Douglas F-4B Phantom II	caza biplaza todo tiempo	11,70 m.	17,76 m.	4,96 m.	dos motores General Electric TJ de 7.711 kg. de empuje	24.765 kg.	Mach 2.0
Lockheed SR-71A	biplaza de reconocimiento estratégico	16,95 m.	32,74 m.	5,64 m.	dos motores Pratt & Whitney TJ de 14.742 kg. de empuje	77.110 kg.	Mach 3.0
Lockheed YO-3A	monoplaza de reconocimiento silencioso		desconocidas		un motor Continental HA de 210 hp.		desconocidos
Ryan Modelo 154	RPV de reconocimiento a gran altura		desconocidas		desconocido		desconocidos
Ryan Modelo 147	RPV de reconocimiento		desconocidas		desconocido		desconocidos
Hawke Siddeley Nimrod MR.Mk 1	avión de patrullaje marítimo	35,00 m.	38,63 m.	9,01 m.	cuatro motores Rolls Royce Spey TF de 5.216 kg. de empuje	87.090 kg.	926 km/h
Gloster Gladiator	caza monoplaza	9,83 m.	8,36 m.	3,15 m.	un motor Bristol Mercury RA de 840 hp.	2.154 kg.	407 km/h
Hawker Hurricane I	caza monoplaza	12,19 m.	9,58 m.	4,00 m.	un motor Rolls Royce Merlin IL de 1.030 hp.	2.994 kg.	508 km/h



Un gigante de la Primera Guerra Mundial, el Handley Page O/400 estaba propulsado por dos motores lineales Rolls-Royce de 360 hp.





AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDAD MAXIMA
Supermarine Spitfire VI	caza monoplanea	12,24 m.	9,12 m.		un motor Rolls Royce Merlin IL de 1.415 hp.	3.083 kg.	586 km/hora
Fairey Swordfish	triplaza de reconocimiento y torpedo	13,87 m.	11,07 m.	3,91 m.	un motor Bristol Pegasus RA de 690 hp.	4.196 kg.	224 km/hora
de Havilland Mosquito VI	cazabombardero biplaza	16,51 m.	12,34 m.	4,65 m.	dos motores Rolls Royce Merlin IL de 1.230 hp.	10.115 kg.	612 km/hora
Gloster Meteor F.4	caza monoplanea	11,33 m.	12,60 m.	3,96 m.	dos motores Rolls Royce Wellands TJ de 769 kg. de empuje	6.833 kg.	941 km/hora
Hawker Sea Hawk	caza de ataque embarcado	11,89 m.	12,09 m.	2,64 m.	un motor Rolls Royce Nene TH de 2.358 kg. de empuje	7.347 kg.	901 km/hora
BAC Jet Provost T. Mk 4	biplaza de entrenamiento primario	11,25 m.	9,88 m.	3,11 m.	un motor Bristol Siddeley Viper TJ de 1.134 kg. de empuje	3.356 kg.	660 km/hora
Canadair CT-114 Tutor	biplaza de entrenamiento	11/13 m.	9,75 m.	2,84 m.	un motor General Electric TJ de 1.338 kg. de empuje	5.131 kg.	774 km/hora
Hawker Hunter F. Mk 6	caza monoplanea	10,26 m.	13,98 m.	4,01 m.	un motor Rolls Royce Avon TJ de 4.536 kg. de empuje	10.900 kg.	715 km/hora
English Electric Lightning F. Mk 1A	caza monoplanea todo tiempo	10,61 m.	16,84 m.	5,97 m.	dos motores Rolls Royce Avon TJ de 6.530 kg. de empuje		Mach. 2
Supermarine Scimitar	caza monoplanea embarcado	11,33 m.	16,87 m.	4,65 m.	dos motores Rolls Royce Avon TJ de 5.103 kg. de empuje	18.145 kg.	1.142 km/hora
Blackburn Buccaneer S.1	biplaza de ataque a baja cota embarcado	13,41 m.	19,33 m.	4,95 m.	de Havilland Gyron Jr. TJ de 3.220 kg. de empuje	20.142 kg.	1.159 km/hora
Boeing P-26A	caza monoplanea	8,52 m.	7,19 m.	3,06 m.	un motor Pratt & Whitney RA de 500 hp.	1.340 kg.	377 km/hora
Lockheed P-38J Lightning	caza monoplanea de escolta de gran autonomía	15,85 m.	11,53 m.	3,00 m.	dos motores Allison IL de 1.425 hp.	9.797 kg.	666 km/hora
Republic F 84F Thunderjet	cazabombardero monoplanea	10,24 m.	13,23 m.	4,39 m.	un motor Wright TJ de 3.265 kg. de empuje	12.701 kg.	1.118 km/hora
Lockheed T-33A	biplaza de entrenamiento avanzado	11,85 m.	11,51 m.	3,45 m.	un motor Allison TJ de 2.085 kg. de empuje	5.428 kg.	874 km/hora
North American F-86F Sabre	cazabombardero monoplanea	11,30 m.	11,43 m.	4,47 m.	un motor General Electric TJ de 2.707 kg. de empuje	7.756 kg.	1.138 km/hora
Lockheed F-104G Starfighter	caza monoplanea	6,68 m.	16,69 m.	4,11 m.	un motor General Electric TJ de 7.151 kg. de empuje	13.054 kg.	Mach 2.2

AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDAD MAXIMA
Ling-Temco-Vought F-8A Crusader	caza monoplaza embarcado	10,87 m.	16,54 m.	4,80 m.	un motor Pratt & Whitney TJ de 7.257 kg. de empuje	15.420 kg.	1.600 km/hor
Ling-Temco-Vought A-7D Corsair II	caza táctico monoplaza embarcado	11,80 m.	14,06 m.	4,88 m.	un motor Allison TJ de 6.463 kg. de empuje	19.050 kg.	1.123 km/hor
General Dynamics F-111A	cazabombardero táctico biplaza	19,20 m.	22,40 m.	5,22 m.	dos motores Pratt & Whitney TF de 9.525 kg. de empuje	41.500 kg.	Mach 2.5
Grumman F-14A Tomcat	biplaza multifuncional embarcado	19,54 m.	18,86 m.	4,88 m.	Pratt & Whitney TF de 9.344 kg. de empuje	30.028 kg.	Mach 2
McDonnell Douglas F-15A Eagle	caza monoplaza de superioridad aérea	13,05 m.	19,45 m.	5,67 m.	dos motores Pratt & Whitney TF de 13.154 kg. de empuje	18.145 kg.	Mach 2
Northrop F-5E Tiger II	caza táctico monoplaza	8,13 m.	14,73 m.	4,08 m.	dos motores General Electric TJ de 2.265 kg. de empuje	9.897 kg.	Mach 1.6
Lockheed P2V-5 Neptune	patrullero anti-submarino basado en tierra	31,08 m.	24,87 m.	8,56 m.	dos motores Wright RA de 3.250 hp.	34.542 kg.	549 km/hor
Lockheed P-3B Orion	patrullero anti-submarino basado en tierra	30,37 m.	35,61 m.	10,29 m.	cuatro motores Allison TP de 4.910 hp.	60.780 kg.	765 km/hor
Lockheed S-3A Viking	avión anti-submarino embarcado	20,93 m.	16,26 m.	6,93 m.	dos motores General Electric TF de 4.082 kg. de empuje	19.277 kg.	814 km/hor
Messerschmitt Bf 109F-3	caza monoplaza	9,92 m.	8,86 m.	3,40 m.	un motor Daimler-Benz IL de 1.300 hp.	2.750 kg.	630 km/hor
Focke-Wulf FW 190 D-9	caza monoplaza	10,50 m.	10,24 m.	3,35 m.	un motor Junkers Jumo IL de 1.776 hp.	4.850 kg.	685 km/hor
Messerschmitt Me 163B Komet	caza-cohete monoplaza	9,32 m.	5,69 m.		un motor Walter RE de 1.496 kg. de empuje	4.110 kg.	960 km/hor
Messerschmitt Me 262A-1a Schwalbe	caza monoplaza	12,50 m.	10,61 m.	3,83 m.	dos motores Junkers Jumo TJ de 898 kg. de empuje	6.775 kg.	868 km/hor
Heinkel He 162 Salamander	caza monoplaza	7,20 m.	9,00 m.	2,55 m.	un motor BMW TJ de 898 kg. de empuje	2.700 kg.	835 km/hor
Dassault Mirage II-IV	avión de ataque VTOL, experimental	8,72 m.	18,00 m.		un motor TJ de 7.600 kg. de emp., ocho mot. TJ de 1.598 kg. de emp.	13.440 kg.	Mach 1.35
Dassault Mirage G8	caza experimental de geometría variable	13,00 m.	16,80 m.	5,35 m.	dos motores SNECMA Atar TJ de 7.200 kg. de empuje	20.000 kg.	Mach 2.5
Saab 35X Draken	caza monoplaza de reconocimiento y ataque, todo tiempo	9,40 m.	15,35 m.	3,89 m.	un motor Volvo Flygmotor Avon TJ de 5.800 kg. de empuje	15.000 kg.	Mach 2.0

AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDAD MAXIMA
Saab AJ 37 Viggen	monoplaza de ataque todo tiempo	10,60 m.	16,30 m.	5,60 m.	un motor Volvo Flygmotor TF de 6.000 kg. de empuje	16.000 kg.	Mach 2.0
Saab 105	monoplano ligero multifuncional	9,50 m.	10,50 m.	2,70 m.	dos motores Turbomeca Aubisque TF de 743 kg. de empuje	4.500 kg.	720 km/hora
Hawker Hart	bombardero ligero biplaza diurno	11,35 m.	8,94 m.	3,18 m.	un motor Rolls Royce Kestrel IL de 500 hp.	2.065 kg.	296 km/hora
Avro Lancaster I	bombardero nocturno de gran autonomía	31,09 m.	21,18 m.	6,10 m.	cuatro motores Rolls Royce Merlin IL de 1.460 hp.	31.751 kg.	462 km/hora
English Electric Canberra B.2	bombardero ligero	19,49 m.	19,96 m.	4,75 m.	dos motores Rolls Royce Avon TJ de 2.948 kg. de empuje	20.885 kg.	827 km/hora
Avro Vulcan B. w/k 2	bombardero de gran autonomía	30,15 m.	29,61 m.	7,93 m.	cuatro motores Bristol Olympus TJ de 7.711 kg. de empuje		Mach 0,94
Handley Page Victor B.Mk 2	bombardero pesado	36,60 m.	35,00 m.	9,18 m.	cuatro motores Rolls Royce Conway TJ de 9.072 kg. de empuje		Mach 0,92
Heinkel He 111E-3	bombardero de alcance medio	22,60 m.	17,50 m.	4,40 m.	dos motores Junkers Jumo IL de 1.000 hp.	9.600 kg.	420 km/hora
Boeing B-17E Flying Fortress (Fortaleza Volante)	bombardero pesado	31,62 m.	22,50 m.	5,84 m.	cuatro motores Wright RA de 1.200 hp.	24.040 kg.	510 km/hora
Boeing B-29A Superfortress (Superfortaleza)	bombardero pesado	43,05 m.	30,18 m.	9,02 m.	cuatro motores Wright RA de 2.200 hp.	64.000 kg.	576 km/hora
Boeing B-47E Stratojet	bombardero pesado	35,36 m.	33,48 m.	8,51 m.	seis reactores General Electric TJ de 2.721 kg. de empuje	93.760 kg.	975 km/hora
Boeing B-52G Stratofortress	bombardero pesado	56,39 m.	48,03 m.	12,40 m.	ocho reactores Pratt & Whitney TJ de 5.080 kg. de empuje	217.720 kg.	1.062 km/hora
North American XB-70A Valkyrie	prototipo experimental de bombardero estratégico	32,00 m.	59,74 m.		seis motores General Electric TJ de 14.061 kg. de empuje	240.400 kg.	Mach 3.0
North American Rockwell B-1	bombardero estratégico	41,75 m.	43,58 m.	10,36 m.	cuatro mot. General Electric TF de 14.000 kg. de empuje	181.450 kg.	Mach 2.2
Junkers Ju 87B-2	bombardero en picado y apoyo cercano	13,80 m.	11,00 m.	3,90 m.	un motor Junkers Jumo IL de 1.200 hp.	4.250 kg.	380 km/hora
Westland Lysander I	biplaza de apoyo cercano	15,24 m.	9,30 m.	3,51 m.	un motor Bristol Mercury RA de 890 hp.	2.685 kg.	369 km/hora
North American OV-10A Bronco	avión multifuncional antiguerrilla	12,19 m.	12,67 m.	4,62 m.	dos motores AiResearch TP de 715 hp.	6.563 kg.	452 km/hora

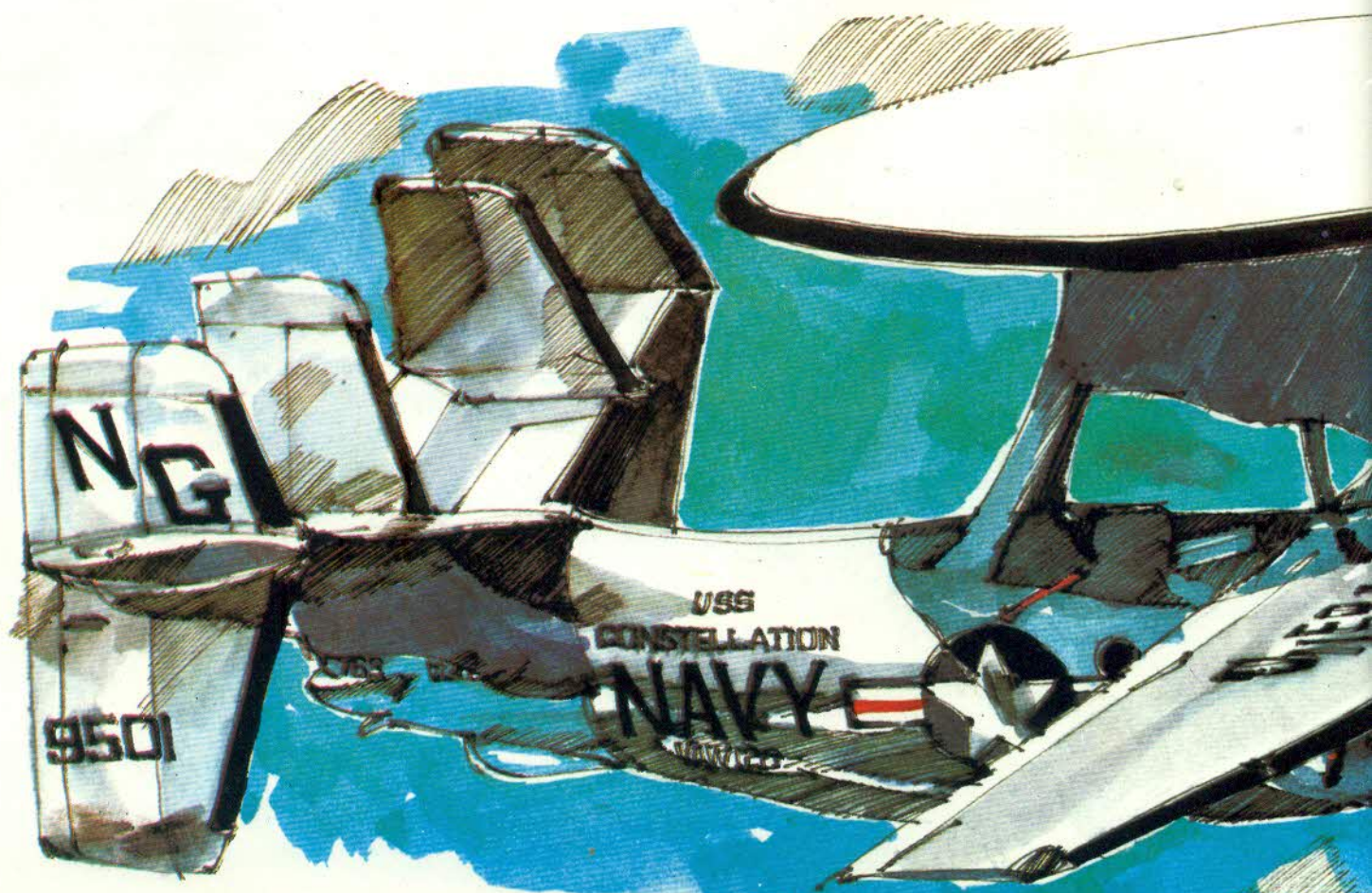
AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDAD MAXIMA
Boeing Modelo 247-D	avión de línea de alcance corto y medio	22,56 m.	16,25 m.	3,70 m.	dos motores Pratt & Whitney RA de 525 hp.	6.197 kg.	324 km/hora
Boeing Modelo 377. Stratocruiser	avión de línea de largo alcance	43,00 m.	33,65 m.	11,66 m.	cuatro motores Pratt & Whitney RA de 2.800 hp.	76.195 kg.	603 km/hora
Lockheed Super Constellation	avión de línea de largo alcance	37,49 m.	34,65 m.	7,56 m.	cuatro motores Wright RA de 3.250 hp.	60.380 kg.	563 km/hora
Bristol Britannia Series 310	avión de línea de largo alcance	43,38 m.	37,89 m.	11,19 m.	cuatro motores Bristol Proteus TP de 4.120 hp.	79.380 kg.	616 km/hora
de Havilland Comet 4	avión de línea de largo alcance	35,00 m.	33,99 m.	8,65 m.	cuatro motores Rolls Royce Avon TJ de 4.762 kg. de empuje	69.235 kg.	800 km/hora
Boeing Model 707-320B	avión de línea de largo alcance	44,42 m.	46,61 m.	12,92 m.	cuatro motores Pratt & Whitney TF de 8.618 kg. de empuje	151.315 kg.	1.010 km/hora
Ford Tri-motor 4-AT	avión de línea de corto alcance	22,56 m.	15,20 m.	3,86 m.	tres motores Pratt & Whitney RA de 300 hp.	4.590 kg.	214 km/hora
Douglas DC-8 Super 63	avión de línea de largo alcance	43,41 m.	57,12 m.	12,92 m.	cuatro reactores Pratt & Whitney TJ de 8.164 kg. de empuje	158.760 kg.	965 km/hora
Douglas DC-9 Serie 30	avión de línea de corto y medio alcance	28,47 m.	36,37 m.	8,38 m.	dos reactores Pratt & Whitney TF de 6.350 kg. de empuje	44.450 kg.	909 km/hora
Convair 880	avión de línea de alcance medio	36,58 m.	39,42 m.	10,97 m.	cuatro reactores General Electric TJ de 5.080 kg. de empuje	85.950 kg.	990 km/hora
Convair 990A Coronado	avión de línea de largo alcance	36,58 m.	42,50 m.	12,04 m.	cuatro reactores General Electric TF de 7.302 kg. de empuje	110.765 kg.	1.006 km/hora
Sud-Aviation Caravelle III	avión de línea de alcance medio	34,30 m.	32,01 m.	8,72 m.	dos reactores Rolls Royce Avon TJ de 5.120 kg. de empuje	46.000 kg.	805 km/hora
Tupolev Tu 134A	avión de línea de corto y medio alcance	29,00 m.	37,10 m.	9,02 m.	dos reactores Soloviev TF de 6.799 kg. de empuje	47.000 kg.	870 km/hora
BAC One-Eleven Serie 500	avión de línea de corto y medio alcance	28,50 m.	32,61 m.	7,47 m.	dos reactores Rolls Royce Speys TF de 5.692 kg. de empuje	47.400 kg.	871 km/hora
Hawker Siddeley Trident 3B	avión de línea de corto y medio alcance	29,87 m.	39,98 m.	8,61 m.	2 react. R.-Royce Spey TF de 5.425 kg. emp. 1 mot. R.-Royce RB. 162 TJ 2.381 kg. emp.	68.040 kg.	972 km/hora
BAC VC10 Serie 1100	avión de línea de corto y medio alcance	44,55 m.	48,36 m.	12,04 m.	cuatro reactores Rolls Royce Conway TF de 9.525 kg. de empuje	141.520 kg.	Mach 0.86
Boeing Modelo 747-200B	avión de línea de largo alcance	59,64 m.	70,51 m.	19,33 m.	cuatro reactores Pratt & Whitney TF de 20.412 kg. de empuje	351.540 kg.	978 km/hora

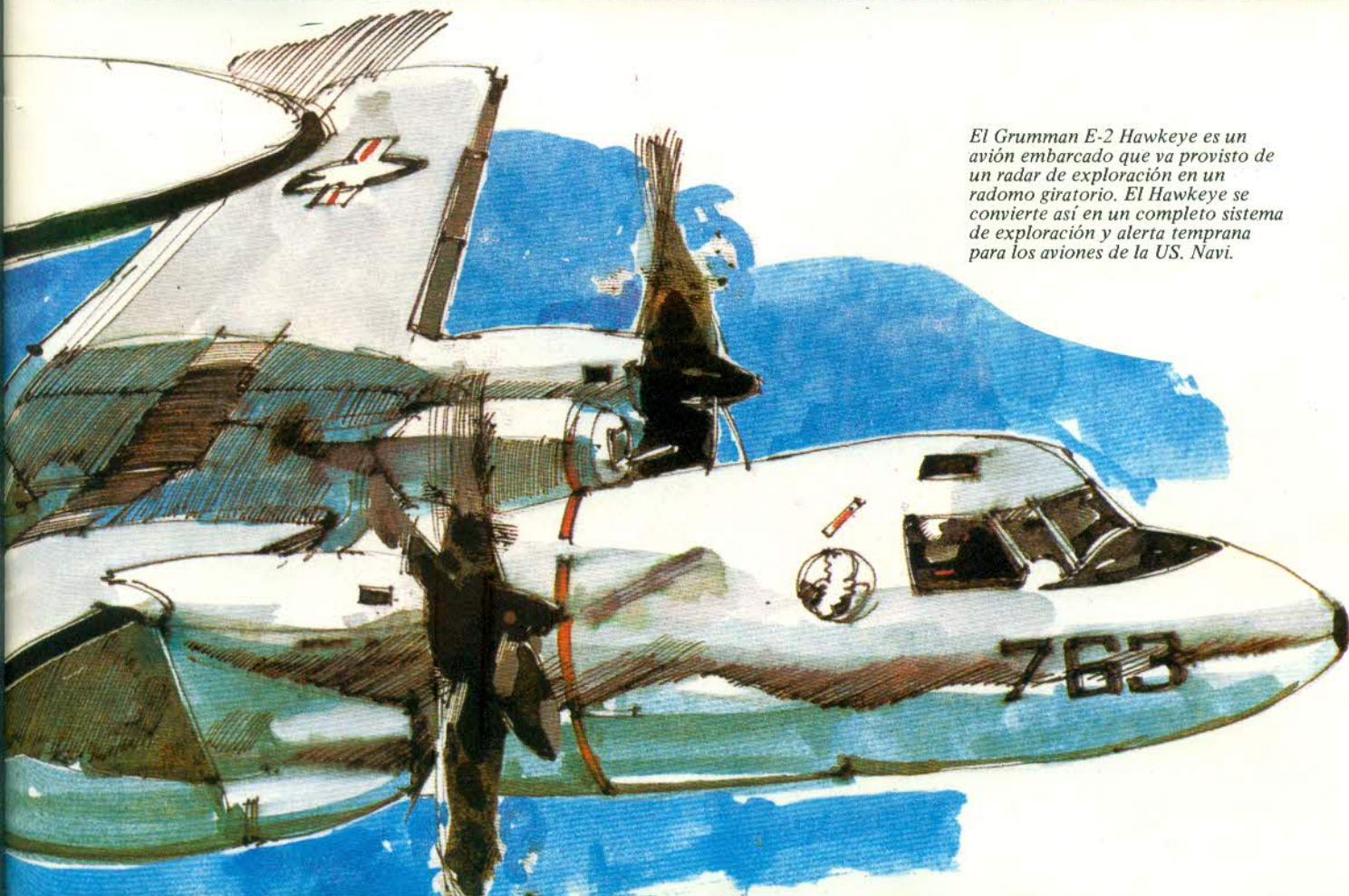


Desarrollado originalmente por la Umbaugh Aircraft Corporation entre 1957 y 1962, el Model 18-A es un autogiro ligero biplaza, propulsado por un motor Lycoming O-360-A1D de 180 hp.

La versión del 18-A producida por Farrington Aircraft incluye varias mejoras, como el reforzamiento de la pata del tren delantero y mejor insonorización de la cabina.

El Model 18-A ha establecido dos records mundiales de velocidad, dentro de la categoría E3 de la FAI (Federación Aérea Internacional) para autogiros. El primero de ellos fue de 174,932 km/h en un recorrido de 15 a 25 km, siendo el segundo de 164,365 km/h en un circuito cerrado de 100 km.





El Grumman E-2 Hawkeye es un avión embarcado que va provisto de un radar de exploración en un radomo giratorio. El Hawkeye se convierte así en un completo sistema de exploración y alerta temprana para los aviones de la US. Navi.

AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDAD MAXIMA
Lockheed L-1011 TriStar	avión de línea de corto y medio alcance	47,34 m.	54,35 m.	16,87 m.	tres reactores Rolls Royce TF de 20.000 kg. de empuje	195.045 kg.	Mach 0.9
Tupolev Tu-144	avión supersónico de transporte	27,65 m.	60,00 m.		cuatro Kuznetsov TF de 13.000 kg. empuje	179.150 kg.	Mach 2,37
BAC - Aérospatiale Concorde 01	avión supersónico de transporte	25,60 m.	62,17 m.	12,19 m.	cuatro Rolls-Royce TJ de 15.753 kg. emp.	155.800 kg.	Mach 2.2
Fokker F.27 Serie Friendship 500	avión de línea de alcance medio	29,00 m.	25,01 m.	8,50 m.	dos motores Rolls Dart TP de 2.50 hp.	19.730 kg.	470 km/hora
Handley Page Serie Herald 2A	avión de línea de corto y medio alcance	28,88 m.	23,01 m.	7,34 m.	dos motores Rolls Royce Dart TP de 1.910 hp.	19.500 kg.	443 km/hora
Hawker Siddeley HS 748, Serie 2A	avión de línea de corto y medio alcance	30,02 m.	20,42 m.	7,57 m.	dos motores Rolls Royce Dart TP de 2.280 hp.	20.182 kg.	448 km/hora
North American T-39 A	avión de entrenamiento utilitario y transporte	13,54 m.	13,34 m.	4,88 m.	dos Pratt & Whitney TJ de 1.360 kg. emp.	8.055 kg.	958 km/hora
de Havilland Canada DHC-5 Buffalo CC-115	transporte utilitario tipo STOL	29,26 m.	24,08 m.	8,83 m.	dos General Electric TP de 3.055 hp.	22.316 kg.	420 km/hora
Lockheed C-5A Galaxy	avión de transporte logístico pesado	67,88 m.	75,54 m.	19,85 m.	cuatro General Electric TF de 18.597 kg. de emp.	346.770 kg.	919 km/hora
Lockheed C-130E Hércules	transporte militar de medio y largo alcance	40,41 m.	29,78 m.	11,66 m.	cuatro Allison TP de 4.050 hp	79.380 kg.	618 km/hora
Lockheed L-100-30	transporte comercial de medio y largo alcance	40,41 m.	34,35 m.	11,66 m.	cuatro Allison TP de 4.050 hp.	70.308 kg.	607 km/hora
Aero Spacelines Guppy-201	avión de transporte pesado	47,62 m.	43,84 m.	14,78 m.	cuatro Allison TP de 4.912 hp.	77.110 kg.	390 km/hora
Britten Normal Islander	avión de línea de aporte	14,94 m.	10,86 m.	4,18 m.	dos motores Lycoming HA de 260 hp.	2.857 kg.	273 km/hora
Hawker Siddeley HS 125, Serie 600	transporte ligero ejecutivo	14,33 m.	15,39 m.	5,26 m.	dos motores Rolls Royce Bristol Viper TJ 1.701 kg. empuje	11.340 kg.	555 km/hora
Short S.23 Clase C	hidrocanoa de transporte de alcance medio	34,75 m.	26,82 m.	9,68 m.	cuatro Bristol Pegasus RA de 790 hp.	18.375 kg.	322 km/hora
Sikorsky S-42	hidrocanoa de transporte de alcance medio	34,80 m.	20,93 m.	5,28 m.	cuatro Pratt & Whitney RA de 700 hp.	17.250 kg.	291 km/hora
Boeing Modelo Clipper 314-A	hidrocanoa de transporte de largo alcance	46,36 m.	32,33 m.	6,22 m.	cuatro Wright RA de 1.600 hp.	38.136 kg.	336 km/hora

AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDA MAXIMA
Dornier Do 24T-3	hidrocanoa de patrullaje	27,00 m.	22,00 m.	5,75 m.	tres BMW Bramo RA RA de 1.000 hp.	17.800 kg.	340 km/hc
Grumman Goose	anfibia multifuncional	14,95 m.	11,70 m.	4,57 m.	dos Pratt & Whitney de 400 hp.	3.629 kg.	323 km/hc
Martin P5M-2 Marlin	hidrocanoa de patrullaje	36,02 m.	30,66 m.	9,97 m.	dos motores Wright RA de 3.450 hp.	38.555 kg.	404 km/hc
Sikorsky R-4B	helicóptero multifuncional	11,58 m.	14,68 m.	3,78 m.	un Warner RA de de 180 hp.	1.150 kg.	121 km/hc
Sikorsky S-61L	helicóptero de línea todo tiempo	18,90 m.*	22,12 m.	5,18 m.	dos motores General Electric TS de 1.500 hp.	8.620 kg.	235 km/hc
Bell, Modelo 47G-5A	helicóptero triplaza multifuncional	11,32 m.*	13,30 m.	2,84 m.	un motor Lycoming HA de 265 hp.	1.293 kg.	169 km/hc
Boeing Vertol CH-113 Labrador	helicóptero de transporte	15,24 m.*	25,40 m.	5,09 m.	dos General Electric TS de 1.250 hp.	9.707 kg.	253 km/hc
Boeing Vertol CH-47B Chinook	helicóptero de transporte	18,29 m.*	30,18 m.	5,67 m.	dos Lycoming TS de 2.850 hp.	18.144 kg.	232 km/hc
Bell AH-1G Huey Cobra	helicóptero de transporte	13,41 m.*	16,14 m.	4,10 m.	un Lycoming TS de 1.400 hp.	4.309 kg.	352 km/hc
Lockheed AH-56A Cheyenne	helicóptero de combate	15,62 m.*	18,31 m.	4,18 m.	un motor General Electric TS de 3.925 hp.	8.300 kg.	393 km/hc
Sikorsky S-64 Skycrane	helicóptero-grua pesado	21,95 m.*	26,97 m.	5,67 m.	dos Pratt & Whitney TS de 4.500 hp.	10.050 kg.	204 km/hc
Mil Mi-12 (V-12)	helicóptero pesado multifuncional	35,00 m.*	37,00 m.	12,50 m.	cuatro Soloviev TS de 6.500 hp.	105.000 kg.	260 km/hc
Aérospatiale/Westland SA 330E Puma	helicóptero medio de transporte	15,00 m.*	18,15 m.	5,14 m.	dos Turbomeca Turmo TS de 1.185 hp.	6.700 kg.	272 km/hc
Fairey Rotodyne	prototipo VTOL de transporte	31,72 m.*	19,67 m.	7,06 m.	dos Napier Eland TP de 3.000 hp.	14.980 kg.	307 km/hc
Bell X-1	avión supersónico experimental	8,54 m.	9,45 m.	3,30 m.	un Reaction Motors RE de 2.721 kg. emp.	6.354 kg.**	Mach 1.0
Bell X-2	avión supersónico experimental	9,75 m.	13,41 m.	4,11 m.	un Curtiss XLR-25 de 6.844 kg. de emp.		3.457 km/l
Bell X-5	avión experimental de geometría variable	9,98 m.	9,85 m.	3,66 m.	un Allison TJ de 2.222 kg. de empuje	4.540 kg.	Mach 1.0

AVION	TIPO	ENVER- GADURA	LONGI- TUD	ALTU- RA	PLANTA MOTRIZ	PESO MAXIMO	VELOCIDAD MAXIMA
North American X-15-A2	avión experimental supersónico avanzado	6,70 m.	15,98 m.		un Thiokol RE de 25.855 kg. de empuje	23.095 kg.**	Mach 6.0
Hawker Siddeley P.1127 F(GA) Mk 1	avión V/STOL de reconocimiento y apoyo	6,98 m.	12,95 m.	3,28 m.	un motor Bristol Siddeley Pegasus TF de 6.894 kg. empuje	7.030 kg.	Mach 0.87
Hawker Siddeley Harrier GR. Mk 1	avión V/STOL de reconocimiento y apoyo	7,70 m.	13,87 m.	3,43 m.	un Rolls-Royce Pegasus 102 TF de 9.072 kg. de empuje	11.339 kg.	1.186 km/hor
Canadair CL-84-1	avión experimental V/STOL de alas inclinables	10,16 m.	14,41 m.	4,34 m.	dos Lycoming TP de 1.500 hp.	6.033 kg.	517 km/hor
Boeing-Vertol	helicóptero experimental		desconocidos		desconocidos		desconocidos
Lake LA-4	anfíbio cuatriplaza	11,58 m.	7,60 m.	2,84 m.	un Lycoming RA de 180 hp.	1.089 kg.	217 km/hor
Domier Do 31 E	avión experimental V/STOL de transporte	18,06 m.	20,70 m.	8,53 m.	dos TF de 7.030 kg. empuje, ocho TJ de 1.995 kg. de empuje	27.500 kg.	650 km/hora
Martin Marietta X-24B	avión experimental de fuselaje sustentante	5,84 m.	11,43 m.	3,15 m.	Thiokol XLR-11 RE de 3.628 kg. de emp.	5.896 kg.**	1.609 km/hora
LTV-Hiller-Ryan XC-142A	transporte V/STOL experimental de ala inclinable	20,57 m.	17,71 m.	7,95 m.	cuatro General Electric TP de 3.080 hp.	20.185 kg.	658 km/hora
North American Rockwell Quail Commander	avión agrícola	10,59 m.	7,16 m.	2,31 m.	un Lycoming RA de 290 hp.	1.633 kg.	193 km/hora
Canadair CL-215	anfíbio multifuncional	28,60 m.	19,82 m.	8,98 m.	dos Pratt & Whitney RA de 2.100 hp.	19.731 kg.	293 km/hora

NOTAS:

Un asterisco (*) en la columna de la envergadura significa que se trata de un avión de alas giratorias. La dimensión que se constata corresponde a la del rotor principal.

Dos asteriscos (**) en la columna del peso máximo de despegue —designada solamente como peso máximo— significa que se trata de un avión lanzado desde el aire.

Esta señal () junto al dato correspondiente a la envergadura corresponde a la anchura máxima del fuselaje sustentante.

Para aquellos aviones de geometría variable, la envergadura consignada corresponde a la máxima con las alas sin flecha.

La potencia de las plantas motrices, en la columna correspondiente, está consignada en caballos (hp) para motores a pistón; y en kilos de empuje estático en el caso de todas las demás turbinas y motores a cohete. Las dos letras mayúsculas indican el tipo de planta motriz, empleando el código siguiente:

H: opuesto horizontalmente (horizontally oposed).

I: lineal (in-line).

R: radial.

RE: motor cohete (rocket engine).

TF: turbofan.

TJ: turborreactor (turbojet).

TP: turbohélice (turboprop).

TS: turboeje (turboshaft).

La letra A, indica, refrigeración por aire (air-cooled); la letra L, refrigeración por líquido (liquid-cooled).

